



Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

## ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

«Αυτόματος Πιλότος Αεροσκαφών»

Ιωάννης Κωσταρής

ΑΜ:41881

Επιβλέπων: Δρ. Γρ. Νικολάου

Ιούνιος 2016



## **Περίληψη**

Σκοπός της παρούσας πτυχιακής εργασίας είναι ο έλεγχος και η λειτουργία συστήματος αυτόματου πιλότου. Το σύστημα είναι σχεδιασμένο ώστε να διευκολύνει τον πιλότο στα καθήκοντά του. Η δημιουργία τέτοιων συστημάτων προέκυψε από την ανάγκη συνεχούς επίβλεψης κάθε αεροσκάφους από τον πιλότο, κυρίως για λόγους ασφαλείας. Η βελτίωση των συστημάτων ήταν ραγδαία, με αλγόριθμους και ειδικές υδραυλικές σερβομηχανές. Στα παρακάτω κεφάλαια θα γίνει γενική περιγραφή συστημάτων αυτόματου πιλότου. Θα αναλυθούν οι αρχές λειτουργίας τους. Θα πραγματοποιηθεί μοντελοποίηση και προσομοίωση συστήματος αυτόματου πιλότου.

## **Abstract**

This final paper is referring to control and function of autopilot systems. These systems are designed to provide facilitation to pilot duties. The development of such systems rose via the need of continuous supervision of the aircraft from the pilot, especially for safety reasons. The improvement of autopilot systems was rapid via algorithms and special hydraulic servomotors. In the following chapters a general description of autopilot system will take place. The function principles will be analyzed. An example will be modeled and simulated.



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

#### ΔΗΛΩΣΗ ΣΥΓΓΡΑΦΕΑ ΠΤΥΧΙΑΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Ο / Η κάτωθι υπογεγραμμένος / η ..... Κωνσταντίνος Γιαννής .....  
του ..... Α.Γ.Γ.ΛΟΥ ..... με αριθμό μητρώου 49821 φοιτητής / τρια του  
Τμήματος Μηχανικών Αυτοματισμού Τ.Ε. του Α.Ε.Ι. Πειραιά Τ.Τ. πριν αναλάβω την  
εκπόνηση της Πτυχιακής Εργασίας μου, δηλώνω ότι ενημερώθηκα για τα παρακάτω:

«Η Πτυχιακή Εργασία (Π.Ε.) αποτελεί προϊόν πνευματικής ιδιοκτησίας τόσο του  
συγγραφέα, όσο και του Ιδρύματος και θα πρέπει να έχει μοναδικό χαρακτήρα και  
πρωτότυπο περιεχόμενο.

Απαγορεύεται αυστηρά οποιοδήποτε κομμάτι κειμένου της να εμφανίζεται  
αυτούσιο ή μεταφρασμένο από κάποια άλλη δημοσιευμένη πηγή. Κάθε τέτοια πράξη  
αποτελεί προϊόν λογοκλοπής και εγείρει θέμα Ηθικής Τάξης για τα πνευματικά δικαιώματα  
του άλλου συγγραφέα. Αποκλειστικός υπεύθυνος είναι ο συγγραφέας της Π.Ε., ο οποίος  
φέρει και την ευθύνη των συνεπειών, ποινικών και άλλων, αυτής της πράξης.

Πέραν των όποιων ποινικών ευθυνών του συγγραφέα σε περίπτωση που το Ίδρυμα  
του έχει απονεμίσει Πτυχίο, αυτό ανακαλείται με απόφαση της Συνέλευσης του Τμήματος. Η  
Συνέλευση του Τμήματος με νέα απόφαση της, μετά από αίτηση του ενδιαφερόμενου, του  
αναθέτει εκ νέου την εκπόνηση της Π.Ε. με άλλο θέμα και διαφορετικό επιβλέποντα  
καθηγητή. Η εκπόνηση της εν λόγω Π.Ε. πρέπει να ολοκληρωθεί εντός τουλάχιστον ενός  
ημερολογιακού βμήνου από την ημερομηνία ανάθεσης της. Κατά τα λοιπά εφαρμόζονται τα  
προβλεπόμενα στο άρθρο 18, παρ. 5 του ισχύοντος Εσωτερικού Κανονισμού.»

Ο Δηλών

Κωνσταντίνος Γιαννής

Ημερομηνία

4 / 7 / 2016



## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ	4
1. Εισαγωγή	5
2. Γενική Περιγραφή Συστημάτων Αυτόματου Πιλότου	7
3. Το σύστημα Αυτόματου Πιλότου	14
3.1 Αρχή Λειτουργίας	16
3.2. Κατάσταση Διαμήκου Ισορροπίας	18
3.2.1 Σύστημα Διατήρησης Ζύγισης	18
3.2.2 Σύστημα Διατήρησης Ταχύτητας	21
3.2.3 Σύστημα Διατήρησης Υψομέτρου	23
3.3 Κατάσταση Οριζόντιας Ισορροπίας	27
3.3.1 Σύστημα Διατήρησης Πορείας	27
4. Μοντελοποίηση	31
4.1 Εξισώσεις συστήματος	31
4.2 Ανάλυση Συστήματος	37
4.3 Έλεγχος Συχνότητας	52
4.4 Εξισώσεις Κατάστασης	64
4.5 Ψηφιακός Έλεγχος	72
4.6 Προσομοίωση	80
ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ	93



## **1. Εισαγωγή**

Το περιεχόμενο της εργασίας αφορά τον έλεγχο και τη λειτουργία του αυτόματου πιλότου. Ο ρόλος του συστήματος ελέγχου αυτόματης πτήσης είναι η υποστήριξη του πιλότου, στον έλεγχο και στην καθοδήγηση του αεροπλάνου. Ο έλεγχος πραγματοποιείται με σκοπό τη διατήρηση της επιθυμητής ισορροπίας της πτητικής ικανότητας του αεροπλάνου, όπου θέτει το αεροσκάφος από μια συγκεκριμένη κατάσταση ισορροπίας σε μία άλλη. Τα καθήκοντα του πιλότου διαφοροποιούνται από τον τύπο της αποστολής του αεροσκάφους. Για παράδειγμα, σε ένα μαχητικό αεροσκάφος, ο πιλότος πρέπει να βρει και να αναγνωρίσει, και στη συνέχεια να εγκλωβίσει και αναχαιτίσει τον στόχο.



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

Το σύστημα ελέγχου αυτόματης πτήσης είναι σχεδιασμένο να διευκολύνει τον πιλότο στην πραγματοποίηση των παραπάνω ενεργειών με τέτοιον τρόπο ώστε να μειωθεί το σωματικό και ψυχολογικό φόρτο του πιλότου.

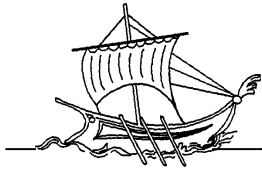
Το σύστημα του αυτόματου πιλότου είναι ένα μηχανικό, ρομποτικό, ηλεκτρικό ή υδραυλικό σύστημα, με το οποίο πραγματοποιείται η καθοδήγηση ενός οχήματος, χωρίς ανθρώπινη υποστήριξη. Τέτοιου είδους συστήματα χρησιμοποιούνται σε αεροσκάφη, σε πλοία ή σε διαστημόπλοια και πυραύλους.

Η ανάγκη σχεδιασμού συστημάτων αυτόματης πλοήγησης δημιουργήθηκε από τη γέννηση της αεροπορίας, που απαιτούσε συνεχή επίβλεψη κάθε αεροσκάφους από τον πιλότο, κυρίως για λόγους ασφαλείας. Καθώς η διάρκεια των πτήσεων μεγάλωνε, η απαίτηση συστημάτων, που θα εκτελούσαν καθήκοντα πιλότου κρίθηκε αναγκαία. Ο πρώτος αυτόματος πιλότος κατασκευάστηκε το 1912 από τον Lawrence Sperry και ήταν συνδεδεμένος με την πυξίδα, τον δείκτη υψομέτρου και τον τεχνητό ορίζοντα. Μπορούσε να ελέγχει τα υδραυλικά συστήματα, όπως τα πτερύγια της ουράς και της ανύψωσης. Τα πτερύγια των φτερών δεν ήταν συνδεδεμένα, αφού ο ρόλος τους περιοριζόταν στη διατήρηση της ισορροπίας του αεροσκάφους. Πλέον, το αεροσκάφος μπορούσε να πετάει προς μια κατεύθυνση και σε οριζόντιο επίπεδο, πάνω σε μια πορεία, χωρίς να υπάρχει απαίτηση προσοχής του πιλότου, με αποτέλεσμα να μειωθούν σημαντικά τα καθήκοντα του πιλότου. Η βελτίωση των συστημάτων αυτών ήταν ραγδαία, με αλγόριθμους και με ειδικές υδραυλικές σερβομηχανές. Στη συνέχεια, έγιναν προσθήκες οργάνων, όπως η ραδιοπλοήγηση, η οποία κατέστησε εφικτή την πτήση υπό δυσμενείς συνθήκες.

Στα μικρά αεροσκάφη υπάρχουν τρία επίπεδα ελέγχου:

α. Ο αυτόματος πιλότος, που ελέγχει την κλίση.

β. Ο αυτόματος πιλότος, που ελέγχει την κλίση κι έχει μια περιορισμένη ικανότητα διόρθωσης του ρυθμού ανόδου ή ακόμη μπορεί να λαμβάνει δεδομένα από έναν ραδιοδέκτη, ο οποίος μπορεί να παρέχει ακριβή στοιχεία, ώστε να λειτουργεί μετά την απογείωση έως λίγο πριν την προσγείωση.



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

γ. Ο αυτόματος πιλότος, που προσθέτει τη δυνατότητα ελέγχου του περύγιου της ουράς, που επηρεάζει την κατεύθυνση της ατράκτου. Ο συγκεκριμένος τύπος δεν είναι απαραίτητος στα μικρά αεροσκάφη.

Η εγκατάσταση συστήματος αυτόματου πιλότου σε αεροσκάφη με περισσότερες από είκοσι θέσεις είναι πλέον υποχρεωτική από το Διεθνές Συμβούλιο Αεροπορίας [1][2].

## 2. Γενική Περιγραφή Συστημάτων Αυτόματου Πιλότου

Τα συστήματα αυτόματων πιλότων στα σύγχρονα αεροσκάφη ελέγχουν κυρίως την κλίση, την ανύψωση και την κατεύθυνση, διαχωρίζονται με βάση την φάση της πτητικής διαδικασίας, δηλαδή την πλοήγηση στο έδαφος, τη απογείωση, την άνοδο, την οριζόντια πτήση, την κάθοδο, την προσέγγιση και την προσγείωση .

Ο αυτόματος πιλότος αποτελεί τμήμα του συστήματος Διαχείρισης Πτήσης (FlightManagementSystem).

Στα εμπορικά αεροσκάφη ο αυτόματος πιλότος λαμβάνει τη θέση και το υψόμετρο της ατράκτου από το ενσωματωμένο σύστημα πλοήγησης. Για την αποφυγή λαθών, τα όποια συχνά οφείλονται σε αλλοιώσεις των δεδομένων κατά τη μεταφορά ή σε άλλους εξωτερικούς παράγοντες (μαγνητικά πεδία, καιρός), δημιουργήθηκαν ψηφιακοί επεξεργαστές δεδομένων και το έξι διαστάσεων φίλτρο Κάλμαν . Οι έξι διαστάσεις είναι η ανύψωση, η κλίση, η κατεύθυνση, το υψόμετρο και οι δύο συντεταγμένες (γεωγραφικό πλάτους και μήκος) [3][4].

### 2.1 Τύποι Συστημάτων Αυτόματου Ελέγχου

Ανάλογα με το επίπεδο δυσκολίας τα συστήματα ελέγχου μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σε τέσσερις διαφορετικούς τύπους.



### **2.1.1 AFCS – Σύστημα Διατήρησης Πτήσης**

Αυτό το σύστημα αυτόματου ελέγχου είναι γνωστό ως «αυτόματος πιλότος». Σκοπός του είναι να αντικαθιστά τον πιλότο σε ορισμένες συχνά επαναλαμβανόμενες και τυποποιημένες διαδικασίες.

Οι τύποι αυτόματου πιλότου είναι ενδεικτικά:

α. Σύστημα Διαμόρφωσης και Διατήρησης Παραμέτρων Πτήσης

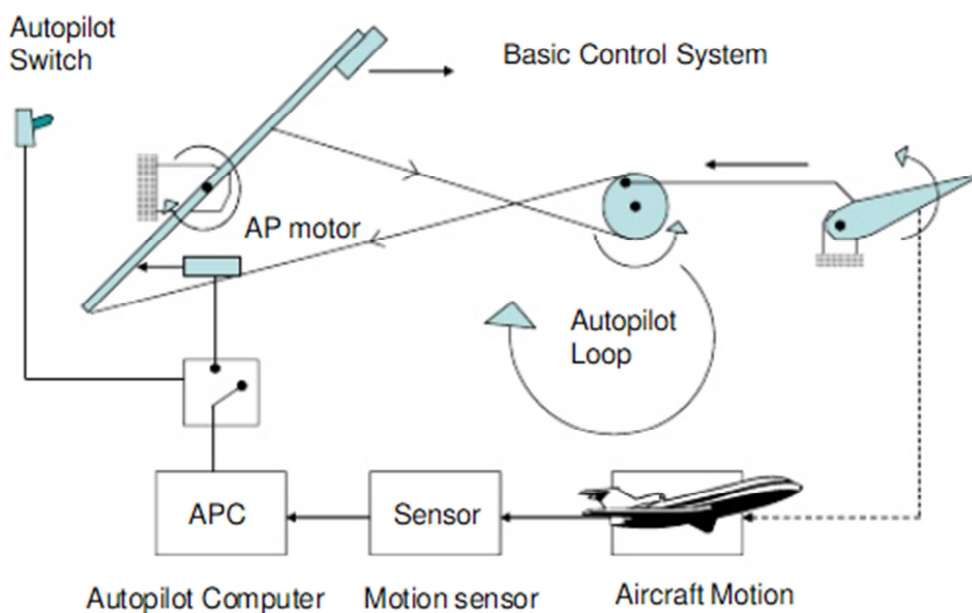
Το σύστημα παρέχει τη δυνατότητα διατήρησης της ταχύτητας, της θέσης, καθώς και τη διατήρηση της κατεύθυνσης.

Τα συστήματα Διατήρησης Πτητικής Τροχιάς είναι γνωστά ως Συστήματα Καθοδήγησης, όπως αυτό της αυτόματης προσγείωσης.

Ο αυτόματος πιλότος χρησιμοποιείται μόνο σε συγκεκριμένες χρονικές περιόδους. Ενεργοποιείται με την περιστροφή ενός διακόπτη και απενεργοποιείται, παρακάμπτοντας το σύστημα, μέσω χειροκίνητου ελέγχου. Κατά συνέπεια, οι λειτουργίες των συστημάτων του αυτόματου πιλότου είναι περιορισμένες.

Στο σχήμα 2.1 απεικονίζεται το διάγραμμα λειτουργίας του συστήματος αυτόματου πιλότου, όπως χρησιμοποιείται για τη ρύθμιση του ύψους του αεροσκάφους.





Σχήμα 2.1: Διάγραμμα Λειτουργίας Αυτόματου Πιλότου ύψους – βάθους

Καθορίζοντας την επιθυμητή θέση, ο πιλότος με την πίεση ενός διακόπτη θέτει, καθορίζει και διατηρεί τη θέση αναφοράς. Κατά τη διάρκεια, όπου ο αυτόματος πιλότος είναι ενεργοποιημένος, ο πιλότος δεν απαιτείται να κρατά τον μοχλό ελέγχου. Με την χειροκίνητη μετατόπιση του μοχλού ελέγχου από τον πιλότο, το κύκλωμα θα διακοπεί και ο αυτόματος πιλότος θα απενεργοποιηθεί. Το σύστημα αυτόματου πιλότου λειτουργεί αποδοτικά όταν το αεροσκάφος έχει ικανοποιητικές προδιαγραφές σταθερότητας.

#### β. Σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας

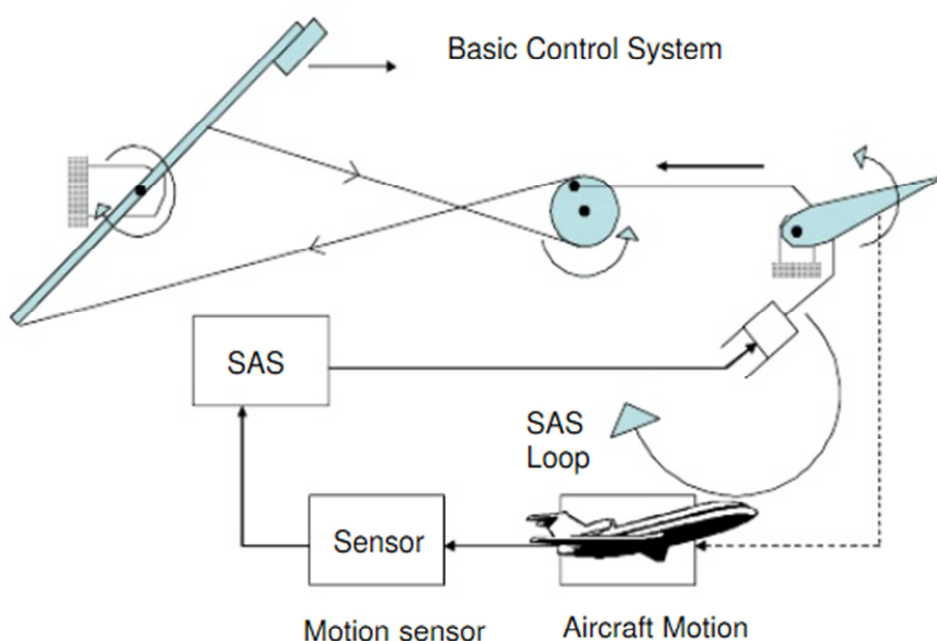
Ο τύπος συστήματος αυτόματης πλοήγησης, που προσθέτει σταθερότητα στο αεροσκάφος ονομάζεται Σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας (SAS). Το σύστημα αυτό, αυξάνει τη σταθερότητα ενός αεροσκάφους σε συγκεκριμένες διατάξεις και καταστάσεις του προγράμματος πτήσης. Σε συμβατικά αεροσκάφη, η βελτίωση σταθερότητας απαιτείται κατά την πτήση με χαμηλή ταχύτητα, καθώς και χαμηλής θέσης, για παράδειγμα κατά την προσγείωση ή την προσέγγιση. Ο έλεγχος βελτιστοποίησης στα τυπικά αεροσκάφη πραγματοποιείται μόνο σε



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

συγκεκριμένες καταστάσεις πτήσης, όπως αυτές της περιπολίας. Σε διάφορες άλλες καταστάσεις πτήσης, όπως η προσέγγιση ή η προσγείωση τείνει να επιδεινώνεται. Συνεπώς, η αύξηση της σταθερότητας είναι απαραίτητη σε αυτές τις καταστάσεις. Επιτυγχάνεται με την αύξηση του λόγου απόσβεσης του υπάρχοντος αεροδυναμικού λόγου απόσβεσης μέσω της εφαρμογής του συστήματος ελέγχου ανατροφοδότησης.



Σχήμα 2.2: Διάγραμμα Λειτουργίας Συστήματος Υποβοήθησης Σταθερότητας ύψους - βάθους

Οι τύποι συστημάτων Υποβοήθησης Σταθερότητας ενδεικτικά διακρίνονται:

- I. Σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας με απόσβεση ύψους – βάθους στο διαμήκη άξονα και με απόσβεση κλίσης στον εγκάρσιο άξονα.
- II. Σύστημα Παροχής Δυναμικής Αντιστάθμισης, όπως ο μοχλός πηδαλίου και ο συντονισμός στρέψης.



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

Στο σχήμα 2.2 απεικονίζεται η λειτουργία Συστήματος Υποβοήθησης Σταθερότητας ενός αεροσκάφους σε ρύθμιση ύψους - βάθους. Τα σήματα από το Σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας εξέρχονται από τον Υπολογιστή Ελέγχου Πτήσης, ο οποίος επεξεργάζεται το πρόγραμμα-λογική της βελτιστοποίησης.

Το σήμα εισέρχεται απευθείας στη μονάδα ελέγχου και συνδυάζεται με το σήμα εντολής κίνησης ανύψωσης, από τον πιλότο. Βελτιώνει τον συντελεστή απόσβεσης ύψους – βάθους ώστε η αεροδυναμική του αεροσκάφους να γίνει πιο σταθερή.

Στο σημείο αυτό πρέπει να τονιστεί πως το Σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας διαφέρει από το Σύστημα Αυτόματου Πιλότου. Στο Σύστημα Αυτόματου Πιλότου, το σήμα που εξέρχεται από τον υπολογιστή κινεί το μοχλό με βάση την πληροφορία που εισάγει ο πιλότος. Στο σύστημα, η έξοδος από τον υπολογιστή εισέρχεται στη μονάδα ελέγχου και δημιουργεί κλειστό βρόγχο με σκοπό την αύξηση της σταθερότητας του αεροσκάφους, μέσω της ανατροφοδότησης. Το Σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας θα συνεχίσει να λειτουργεί ακόμη και αν εισαχθεί εντολή από τον πιλότο. Σε αντίθεση με το Σύστημα του Αυτόματου Πιλότου, που όπως αναφέρθηκε παραπάνω, απενεργοποιείται αυτόματα με την χρήση του μοχλού, το Σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας παρέχει αυξημένο επίπεδο αρμοδιοτήτων σε σχέση με το Σύστημα Αυτόματου Πιλότου. Η απενεργοποίηση του Συστήματος Υποβοήθησης Σταθερότητας, πραγματοποιείται μέσω της χρήσης του αντιστοίχου διακόπτη.

#### γ. Σύστημα Υποβοήθησης Εντολών

Τα συστήματα Υποβοήθησης Εντολών προσθέτουν το σήμα εισόδου από την εντολή του πιλότου, επεξεργάζοντάς το σήμα εισόδου και την γενικότερη συμπεριφορά του αεροσκάφους, ώστε να βελτιστοποιήσει την κίνηση των πηδαλίων για να πάρει το αεροσκάφος τη βέλτιστη θέση, με σκοπό να εκτελεστεί ο απαιτούμενος ελιγμός.

Τέτοιου είδους συστήματα είναι:

#### I. Σύστημα ελέγχου ύψους - βάθους αεροσκάφους.



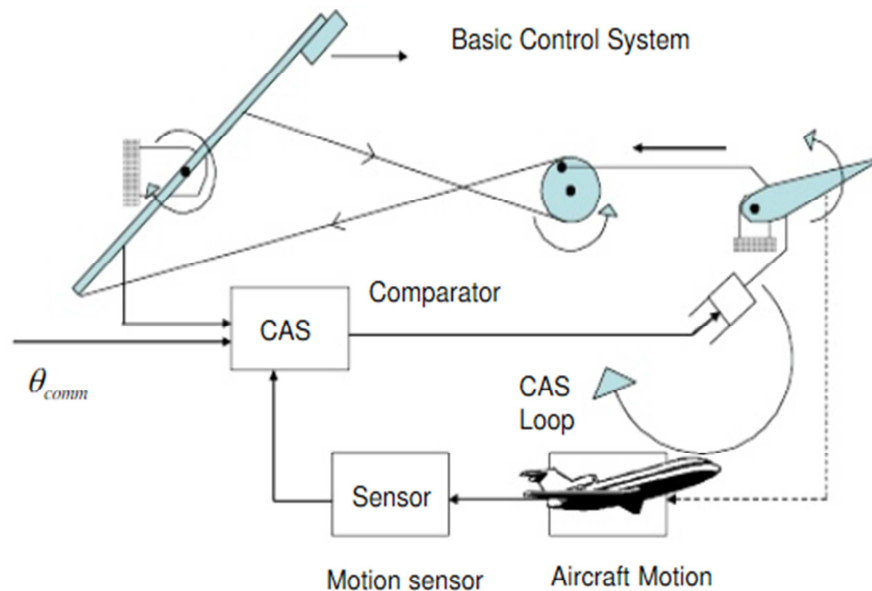
II. Σύστημα Ελέγχου διατοιχισμού αεροσκάφους.

III. Σύστημα Ελέγχου εκτροπής αεροσκάφους.

Στο σχήμα 2.3 απεικονίζεται παράδειγμα συστήματος των χειριστηρίων πηδαλίου ύψους - βάθους. Από το διάγραμμα προκύπτει, πως η εισερχόμενη εντολή από το χειριστήριο επεξεργάζεται ώστε να επιτευχθεί η επιθυμητή από τον πιλότο γωνία. Η αρχική εντολή συνυπολογίζεται με την πραγματική γωνία και στην ηλεκτρονική μονάδα ελέγχου στο ηλεκτρονικά ελεγχόμενο υδραυλικό σύστημα.

Οι διαφορές των παραπάνω συστημάτων συνοψίζονται σε:

- Το σύστημα Υποβοήθησης Εντολών επιδρά μέσω της εντολής του χειριστηρίου ελέγχου με αποτέλεσμα τον επιθυμητό προσανατολισμό.  
Εάν ο πιλότος δεν κινήσει τον μοχλό ελέγχου, το σύστημα δεν ενεργοποιείται.



Σχήμα 2.3: Παράδειγμα ελέγχου κλίσης συστήματος υποβοήθησης εντολών



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

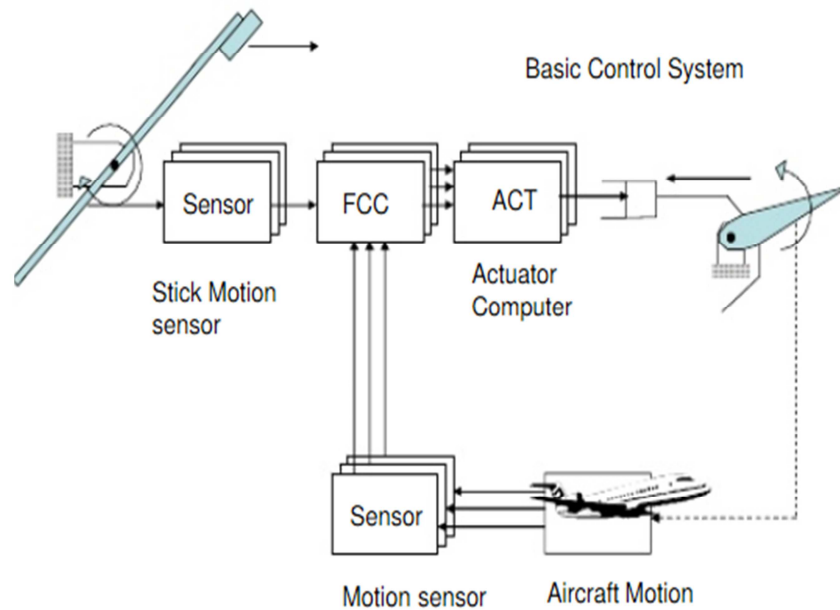
- Το σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας λειτουργεί συνεχώς και ανεξάρτητα από την κίνηση ή όχι των χειριστηρίων.  
Όταν το σύστημα είναι σε λειτουργία, η σταθερότητα του αεροσκάφους είναι αυξημένη.

- Ο Αυτόματος Πιλότος λειτουργεί όταν δεν γίνεται χρήση των χειριστηρίων.  
Όταν ο αυτόματος πιλότος είναι σε λειτουργία το αεροσκάφος θα διατηρήσει την προκαθορισμένη θέση, όπως την έχει ορίσει ο πιλότος.

Από την πλευρά του κυκλώματος ελέγχου τα ακόλουθα χαρακτηριστικά διακρίνουν τα τρία προαναφερθέντα συστήματα.

- ❖ Στο σύστημα Υποβοήθησης Εντολών το κύκλωμα κλείνει μέσω του υπολογιστή ελέγχου πτήσης στο σημείο σύνδεσης του ελεγκτή του χειριστηρίου και της εξόδου των αισθητήρων κίνησης του αεροσκάφους.
- ❖ Το σύστημα Υποβοήθησης Σταθερότητας κλείνει μέσω του υπολογιστή ελέγχου πτήσης απευθείας με τα υδραυλικά έμβολα των πηδαλίων.
- ❖ Στον Αυτόματο Πιλότο το κύκλωμα κλείνει με την κίνηση των σερβομηχανισμών του αυτόματου πιλότου στα χειριστήρια.

Από την παραπάνω σύγκριση είναι ξεκάθαρο πως το σύστημα υποβοήθησης Εντολών έχει τον πρωταρχικό έλεγχο έναντι του συστήματος υποβοήθησης σταθερότητας, επειδή επιδρά ώστε να ακολουθηθεί το επιθυμητό ύψος που έχει καθοριστεί από τον πιλότο.



Σχήμα 2.4: Διάγραμμα παροχής σταθερότητας και βελτιστοποίησης ελέγχου ισχύος

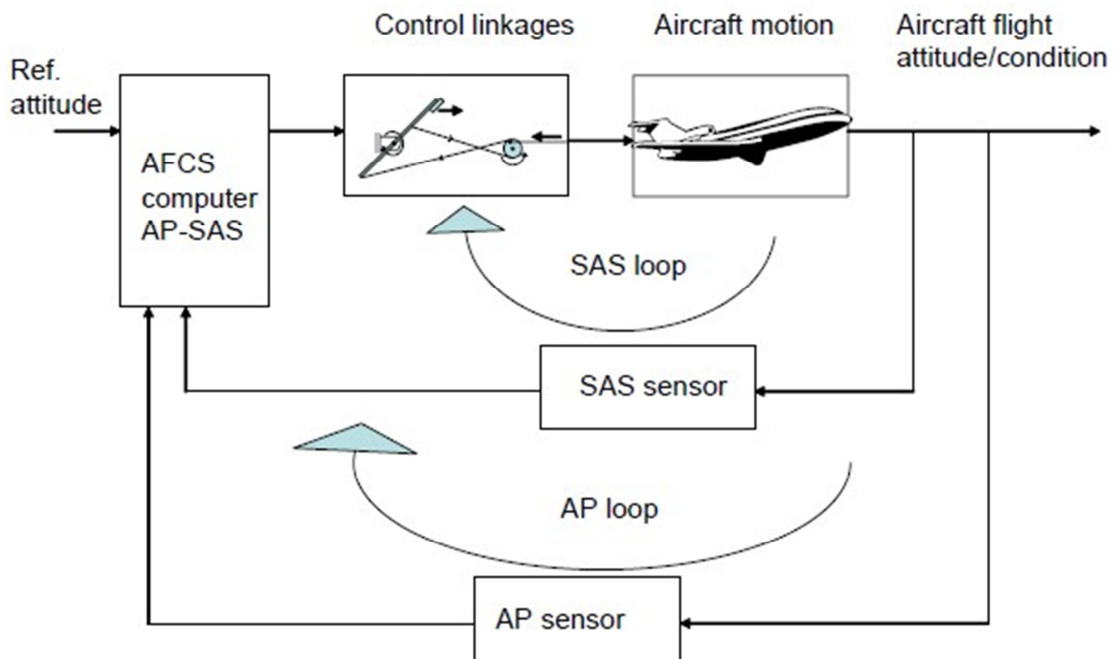
### 3. Το σύστημα Αυτόματου Πιλότου

Ο Αυτόματος πιλότος είναι ένα σύστημα διατήρησης της κατάστασης και της συμπεριφοράς του αεροσκάφους. Παρέχει τη δυνατότητα να επαναφέρει τις μεταβλητές στις αρχικά ορισθείσες. Το σύστημα αυτό αποδίδει ικανοποιητικά σε ένα αεροσκάφος με καλή πτητική συμπεριφορά. Σε ένα αεροσκάφος με οριακή πτητική συμπεριφορά ο αυτόματος πιλότος μπορεί να έχει καλύτερη απόδοση, αν εγκατασταθεί ένα σύστημα υποβοήθησης της σταθερότητας σαν εσωτερικός βρόχος του αυτόματου πιλότου όπως περιγράφεται στο σχήμα 3.1.

Παρακάτω αναφέρονται ενδεικτικά τύποι συστημάτων αυτόματου πιλότου που χρησιμοποιούνται σε συμβατικά μεταφορικά αεροσκάφη [3][4].



- Κατάσταση διαμήκους ισορροπίας (ύψους – βάθους)
  - Διατήρηση ζύγισης
  - Διατήρηση ταχύτητας
  - Διατήρηση υψομέτρου
  - Διατήρηση πορείας προσγείωσης
- Κατάσταση οριζόντιας ισορροπίας
  - Διατήρηση πορείας

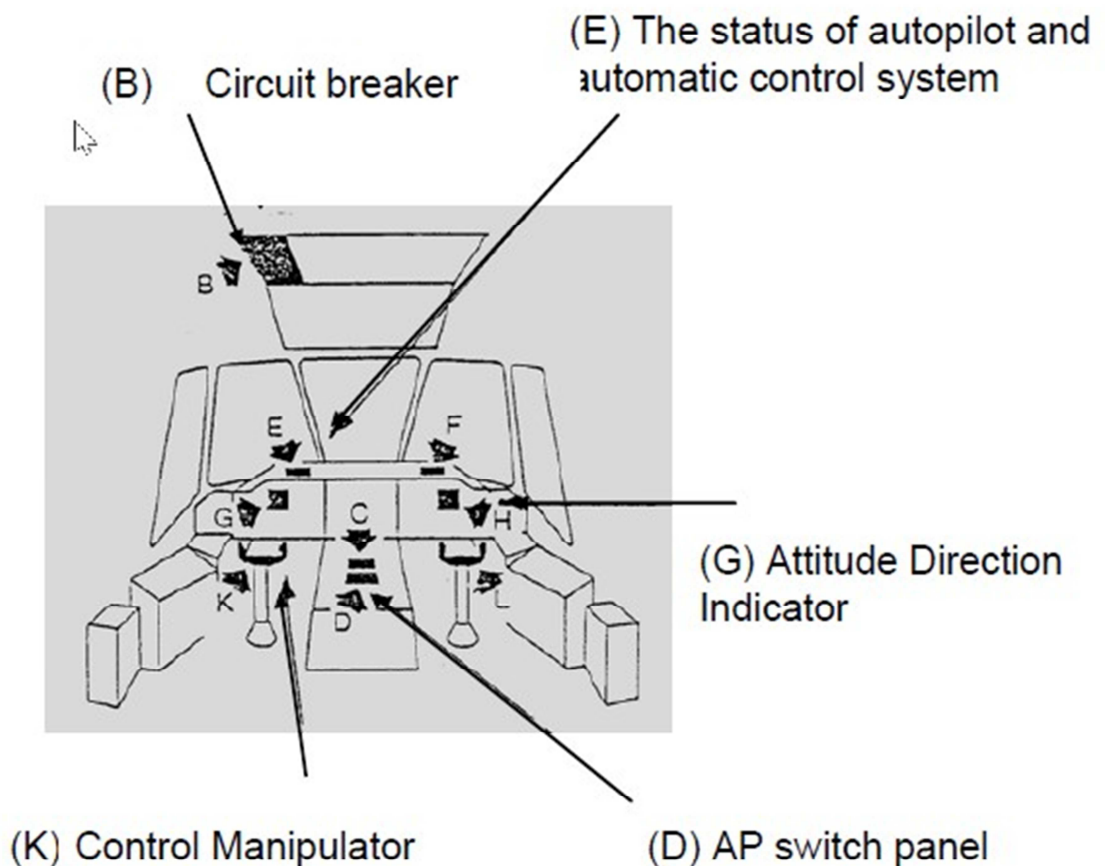


Σχήμα 3.1 : Σύστημα υποβοήθησης σταθερότητας ως εσωτερικός βρόχος αυτόματου πιλότου



### 3.1 Αρχή Λειτουργίας

Το παρακάτω σχήμα (σχήμα 3.2) απεικονίζει τους πίνακες ελέγχου στο διαμέρισμα διακυβέρνησης σε συνδυασμό με τη λειτουργία ενός συστήματος αυτόματου πιλότου. Οι συνεργαζόμενοι ενδείκτες και οι ελεγκτές ελέγχου παρουσιάζονται στο σχήμα. Στο σχήμα 3.3 απεικονίζονται τα επιμέρους στοιχεία του αυτόματου πιλότου τοποθετημένα σε διάφορα σημεία του αεροσκάφους. Στο σχήμα 3.2 και 3.3 εμφανίζεται η αρχή λειτουργίας του αυτόματου πιλότου. Στο σχήμα 3.4 φαίνεται η θέση των εξαρτημάτων του αυτόματου πιλότου στον συνήθη πίνακα ελέγχου.



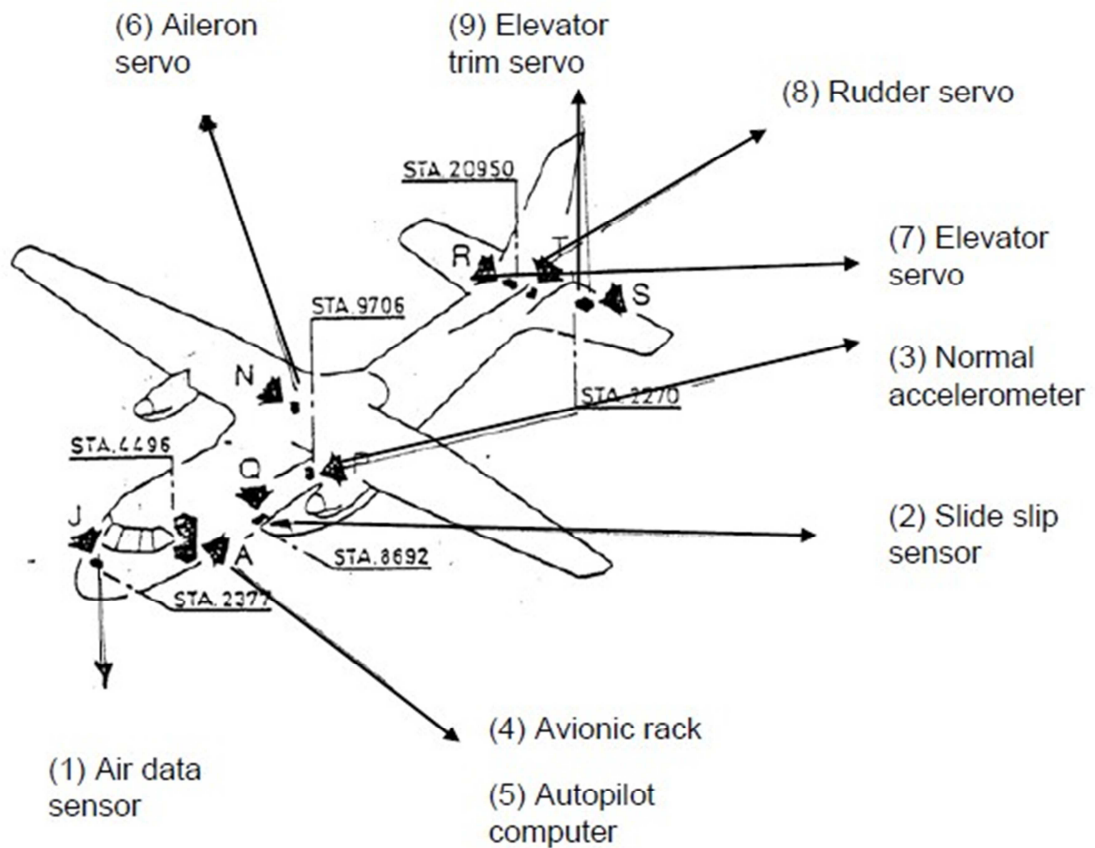
Σχήμα 3.2 : Σύστημα Αυτόματου Πιλότου





## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ



Σχήμα 3.3 : Επιμέρους Στοιχεία Αυτόματου Πιλότου

Ένα σύστημα αυτόματου πιλότου είναι εύκολο στη χρήση. Ο πιλότος μπορεί να επιλέξει τις παραμέτρους, που χρειάζεται να διατηρήσει ως σημείο αναφοράς φέρνοντας το αεροσκάφος στην επιθυμητή κατάσταση με την τιμή της συγκεκριμένης παραμέτρου. Ο πιλότος εκτελεί αυτή τη διαδικασία παραμετροποίησης με τη χρήση του ελεγκτή (K), με το πηδάλιο, χειριστήρια ή ποδοστήρια με βάση τις πληροφορίες από τη συσκευή του τεχνητού ορίζοντα (G). Αν η επιθυμητή κατάσταση επιτευχθεί, τότε ο πιλότος ενεργοποιεί τον αυτόματο πιλότο από το μπουτόν (D), με αποτέλεσμα ο αυτόματος πιλότος να διατηρεί την επιθυμητή κατάσταση. Η κατάσταση αυτή διατηρείται μέσω των ενεργοποιητών (actuators 6-8) και τη μονάδα επεξεργασίας του αυτόματου πιλότου (5), η οποία συνεχώς διατηρεί το αεροπλάνο στην επιθυμητή κατάσταση που έχει ορισθεί. Κατά τη διάρκεια λειτουργίας του συστήματος ο πιλότος μπορεί να αποδεσμευθεί από τα χειριστήρια και τα ποδοστήρια. Το μόνο που απαιτείται είναι ο



περιστασιακός έλεγχος του αεροπλάνου, όπως παρουσιάζεται στους ενδείκτες υψομέτρου και πορείας. Για την απενεργοποίηση του αυτόματου πιλότου, το μόνο που χρειάζεται είναι να εκτελέσει χειρισμό σε ένα από τα χειριστήρια, ποδοστήρια, ή πηδάλια. Σε αυτήν την περίπτωση απενεργοποιείται το σύστημα και ο πιλότος ανακτά τον πλήρη έλεγχο του αεροσκάφους. Με βάση αυτά τα χαρακτηριστικά, ο αυτόματος πιλότος θεωρείται ένα σύστημα περιορισμένης δικαιοδοσίας [3].

### **3.2. Κατάσταση Διαμήκους Ισορροπίας**

Το κεφάλαιο αυτό, αναφέρεται στο σχεδιασμό της κατάστασης διαμήκους ισορροπίας ενός αεροσκάφους. Ειδικότερα θα αναλυθεί ο σχεδιασμός της συμπεριφοράς διατήρησης της ζύγισης του αεροσκάφους, της διατήρησης ταχύτητας, καθώς και της διατήρησης υψομέτρου. Η επεξεργασία του συστήματος διατήρησης υψομέτρου περιλαμβάνει έναν αριθμό εσωτερικών βρόχων ανατροφοδότησης συμπεριλαμβανομένου του συστήματος διατήρησης ζύγισης, επιτάχυνσης και αντισταθμίσεων.

#### **3.2.1 Σύστημα Διατήρησης Ζύγισης**

Το λογικό διάγραμμα ενός συστήματος ζύγισης φαίνεται στο σχήμα 3.4 Στο μπλοκ 1 παρουσιάζεται το αεροσκάφος με τις παραμέτρους κίνησης στον διαμήκη άξονα  $\bar{x} = \{u, a, \theta, q\}$ , όπου η γωνία ζύγισης  $\theta$  ανιχνεύεται από το κατακόρυφο γυροσκόπιο, το οποίο φαίνεται στον μπλοκ 2.

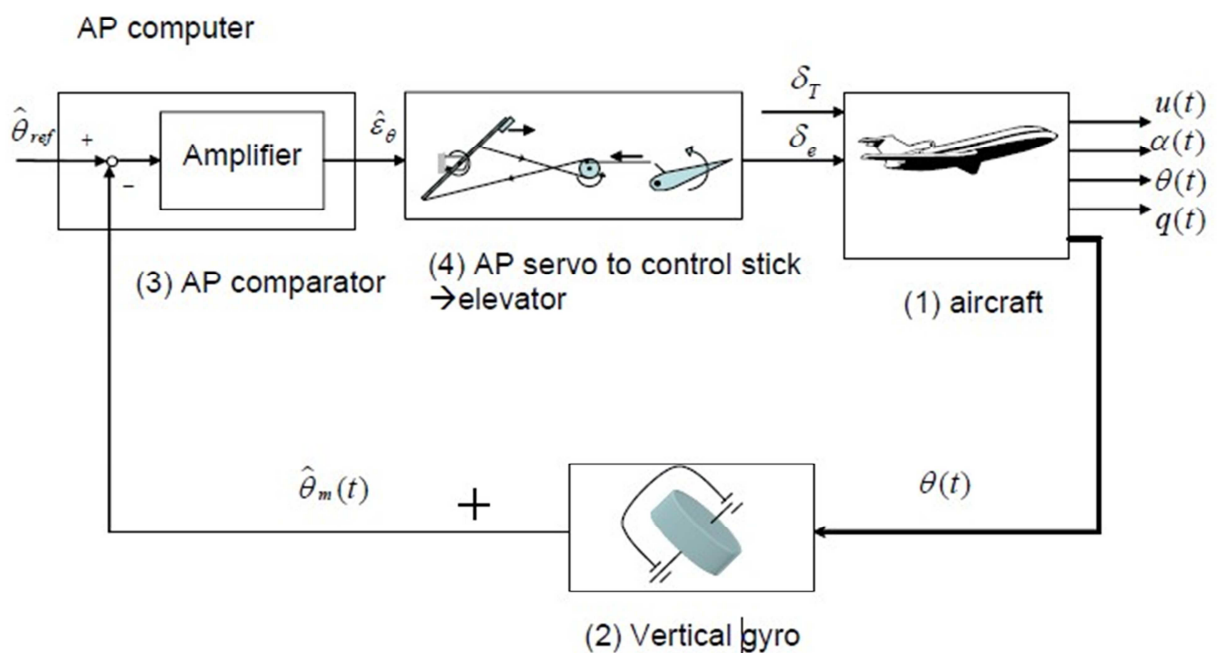
Η έξοδος από το κατακόρυφο γυροσκόπιο είναι το σήμα  $\hat{\theta}_m(t)$ , όπου εισέρχεται και επεξεργάζεται από τον υπολογιστή του αυτόματου πιλότου (μπλοκ 3). Ο υπολογιστής δέχεται την πληροφορία από τον πιλότο με τη μορφή της επιθυμητής τιμής γωνίας ζύγισης γωνία αναφοράς που πρέπει να διατηρηθεί  $\hat{\theta}_{ref}(t)$ . Στον υπολογιστή του αυτόματου πιλότου (APC) το



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

σήμα  $\hat{\theta}_{ref}(t)$  συγκρίνεται με το σήμα  $\hat{\theta}_m(t)$  με τη χρήση ενός συγκριτή και το αποτέλεσμα ενισχύεται μέσω ενισχυτή και παράγει το σήμα εξόδου  $\hat{\epsilon}_\theta$ . Το σήμα  $\hat{\epsilon}_\theta$  στη συνέχεια αποστέλλεται στον σερβοκινητήρα του αυτόματου πιλότου που κινεί τα χειριστήρια και αποστέλλει το σήμα στα πηδάλια μέσω του μηχανισμού ελέγχου (μπλοκ 4). Η μετατόπιση του πηδαλιού  $\delta_e$  μεταβάλλει την κατάσταση του αεροσκάφους και η νέα γωνία ζύγισης  $\theta(t)$  ανιχνεύεται από το κατακόρυφο γυροσκόπιο. Η διαδικασία στο βρόχο του αυτόματου πιλότου επαναλαμβάνεται μέχρις ότου η επιθυμητή τιμή  $\hat{\epsilon}_\theta = 0$  να επιτευχθεί. Η κατάσταση αυτή σημαίνει πως το  $\hat{\theta}_m(t) = \hat{\theta}_{ref}(t)$  ή η γωνία ζύγισης του αεροσκάφους  $\theta(t)$  είναι ίδια με τη γωνία ζύγισης αναφοράς  $\theta_{ref}$  που επιθυμεί ο πιλότος.



Σχήμα 3.4: Μαθηματικό Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Ζύγισης



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Το παραπάνω λειτουργικό διάγραμμα μπορεί να περιγραφεί με το ακόλουθο μαθηματικό διάγραμμα (Σχήμα 3.4). Στο ανωτέρω μοντέλο η συνάρτηση μεταφοράς του κλειστού βρόχου διατήρησης ζυγίσεων αποτελείται από:

α. Τη συνάρτηση μεταφοράς, για  $\delta_T = 0$ :  $G_{A/C}(s) = \frac{N_{long}(s)|_{\delta_T=0}}{\Delta_{long}(s)} = \frac{\hat{x}(s)}{\delta_\varepsilon(s)}$

β. Τη συνάρτηση λειτουργίας του κατακόρυφου γυροσκοπίου:  $G_{vg} = S_{vg} = \text{constant}$

Ο χρόνος απόκρισης του γυροσκοπίου στην ανάγνωση της γωνίας ζύγισης θεωρείται αμελητέος

γ. Τη συνάρτηση λειτουργίας του υπολογιστή αυτόματου πιλότου:  $\hat{e}_\theta(s) = \hat{\theta}_{ref} - \hat{\theta}_m(s)$

δ. Τη συνάρτηση λειτουργίας του σερβομηχανισμού του αυτόματου πιλότου:  $G_{ct}(s) = \frac{k_{ct}}{s + \frac{1}{T_s}}$

Το διάγραμμα θεωρείται ως σύστημα με χρονική απόκριση  $T_s$  που αντιπροσωπεύει τη χρονοκαθυστέρηση από την πρώτη εντολή μέχρι τη μετάδοση του σήματος  $\hat{e}_\theta$  στο πηδάλιο του αεροσκάφους.

Το χαρακτηριστικό πολώνυμο του κλειστού βρόχου του συστήματος διατήρησης ζύγισης

δίνεται από τη σχέση:  $\Delta_{cl}(s) = \Delta_{long}(s) + k_{\theta\delta_\varepsilon} \frac{N_{\delta_\varepsilon}^\theta(s)}{s + \frac{1}{T_s}}$ , όπου  $k_{\theta\delta_\varepsilon} = S_{vg} k_{ct}$

Οπότε η χαρακτηριστική εξίσωση του κλειστού βρόχου του συστήματος είναι:

$$1 + k_{\theta\delta_\varepsilon} \frac{N_{\delta_\varepsilon}^\theta(s)}{\Delta_{long}(s) \left[ s + \frac{1}{T_s} \right]} = 0$$

Η παραπάνω σχέση μπορεί να γραφεί:  $1 + k_{\theta\delta_\varepsilon} G_{ol}(s) = 0$

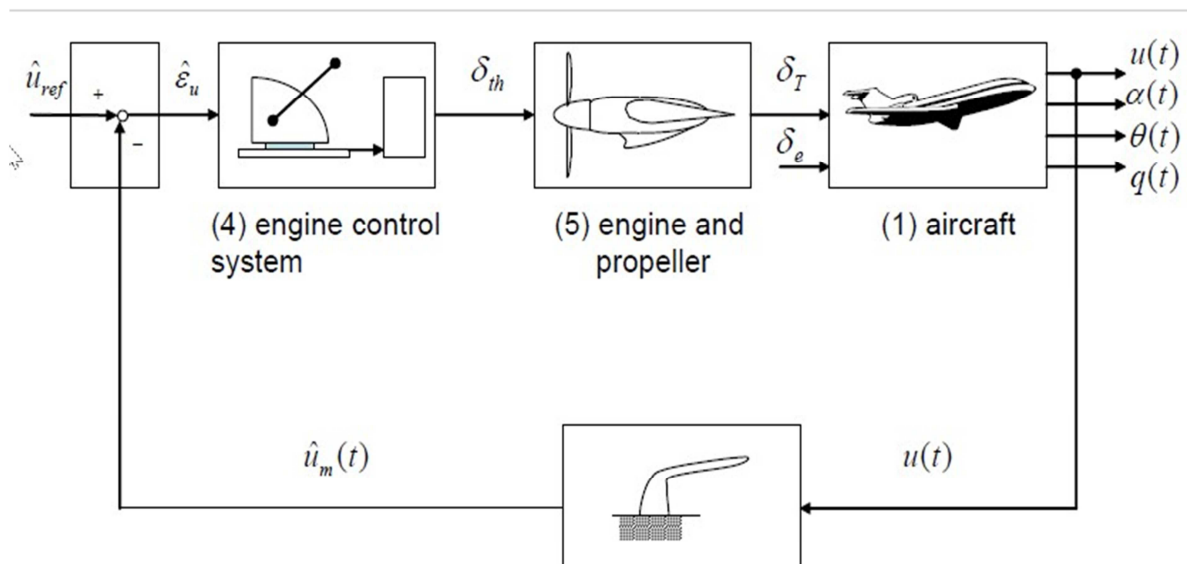


Όπου  $G_{ol}(s) = \frac{N_{\delta_e}^\theta(s)}{\Delta_{long}(s)[T_s s + 1]}$  και  $k_{\theta\delta_e} = S_{\theta g} k_{ct} T_s$

Στην περίπτωση ενός συμβατικού αεροσκάφους, η συνάρτηση  $G_{ol}(s)$  θα έχει πραγματικές ρίζες και πέντε πόλους, περιλαμβάνοντας δύο ζεύγη δυο σύνθετων πόλων του αεροσκάφους και έναν πραγματικό πόλο του σερβομηχανισμού του αυτόματου πιλότου. Το κέρδος  $k_{ct}$  είναι η μόνη τιμή που μπορεί να μεταβληθεί. Ο βαθμός ευαισθησίας του κατακόρυφου γυροσκοπίου  $S_{\theta g}$  και η χρονική απόκριση  $\frac{1}{T_s}$  είναι σταθερές.

### 3.2.2 Σύστημα Διατήρησης Ταχύτητας

Στο παρακάτω σχήμα (σχήμα 3.5) απεικονίζεται ένα τυπικό σύστημα διατήρησης ταχύτητας.



Σχήμα 3.5: Τυπικό Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Ταχύτητας



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Στη συνέχεια περιγράφεται η μαθηματική ανάλυση ενός συστήματος διατήρησης ταχύτητας.

α. Η συνάρτηση μεταφοράς, για  $\delta_\varepsilon = 0$ :  $G_{A/C}(s)|_{\delta_\varepsilon=0} = \frac{N_{long}(s)|_{\delta_\varepsilon=0}}{\Delta_{long}(s)} = \frac{\bar{x}(s)}{\delta_T(s)}$

β. Η συνάρτηση μεταφοράς του αισθητήρα μέτρησης ταχύτητας του αεροσκάφους (σωλήνας

pitot):  $G_{ps}(s) = \frac{1}{s + \frac{1}{T_{ps}}}$

γ. Η συνάρτηση μεταφοράς του υπολογιστή του αυτόματου πιλότου:  $\hat{\varepsilon}_u(s) = \hat{u}_{ref} - \hat{u}_m(s)$

δ. Η συνάρτηση μεταφοράς ελέγχου πρόωσης:  $G_{pc}(s) = K_{pc} \frac{1}{s + \frac{1}{T_{pc}}}$

ε. Η συνάρτηση μεταφοράς του κινητήρα:  $G_{eng}(s) = K_e \frac{1/T_e}{s + 1/T_e}$

Το χαρακτηριστικό πολυώνυμο του κλειστού βρόχου του συστήματος διατήρησης ταχύτητας μπορεί να εκφραστεί ως:

$$\Delta_{cl}(s) = \Delta_{long}(s) + k_{u\delta_T} \frac{N_{\delta_T}^u(s)}{\left[ s + \frac{1}{T_{ps}} \right] \left[ s + \frac{1}{T_{pc}} \right] \left[ s + \frac{1}{T_e} \right]}, \text{ όπου } k_{u\delta_T} = \frac{K_{pc} K_e}{T_{ps} T_{pc} T_e}$$

Οπότε συνάρτηση του κλειστού βρόχου μπορεί να γίνει:  $1 + K_{u\delta_T} G_{ol}(s) = 0$

Όπου  $K_{u\delta_T} = K_{pc} K_e$  και  $G_{ol}(s) = \frac{N_{\delta_T}^u(s)}{\left[ T_{ps}s + 1 \right] \left[ T_{pc}s + 1 \right] \left[ T_e s + 1 \right] \Delta_{long}(s)}$



Το σύστημα διατήρησης ταχύτητας συνήθως χρησιμοποιείται κατά τη διάρκεια της προσγείωσης, ώστε να μειώσει τον εργασιακό φόρτο του πιλότου, ο οποίος απαιτείται να ασχοληθεί με την καθοδήγηση του αεροσκάφους.

### 3.2.3 Σύστημα Διατήρησης Υψομέτρου

Το σύστημα διατήρησης υψομέτρου χρησιμοποιείται κυρίως σε μεσαίου και μεγάλου βεληνεκούς αεροσκάφη. Το σύστημα αυτό διατηρεί το πτητικό υψόμετρο, το οποίο έχει επιλεγθεί από τον πιλότο. Πρόκειται για ένα σύστημα που μειώνει αισθητά τον εργασιακό φόρτο του πιλότου. Η βασική αρχή του συστήματος διατήρησης υψομέτρου βασίζεται στη χρήση ενός αναλογικού σήματος, το οποίο μετρά το υψόμετρο που κινείται το αεροσκάφος ως ανάδραση του πηδαλίου ύψους – βάθους με τέτοιον τρόπο ώστε η κίνηση των πηδαλίων να διατηρεί το αεροσκάφος στο προκαθορισμένο ύψος. Στο σχήμα 3.6 απεικονίζεται το λειτουργικό διάγραμμα του συστήματος. Το ύψος πτήσης μετριέται από έναν στατικό σωλήνα pitot, και τα πηδάλια ύψους – βάθους κινούνται από το βασικό μηχανισμό ελέγχου μέσω ενός σερβοκινητήρα.

Το ύψος πτήσης  $h(t)$  δεν αποτελεί μέρος της μεταβλητής  $\bar{x}$ . Η μεταβλητή  $h(t)$  θεωρείται ως η μεταβλητή  $\bar{y}(t)$  του αεροσκάφους.

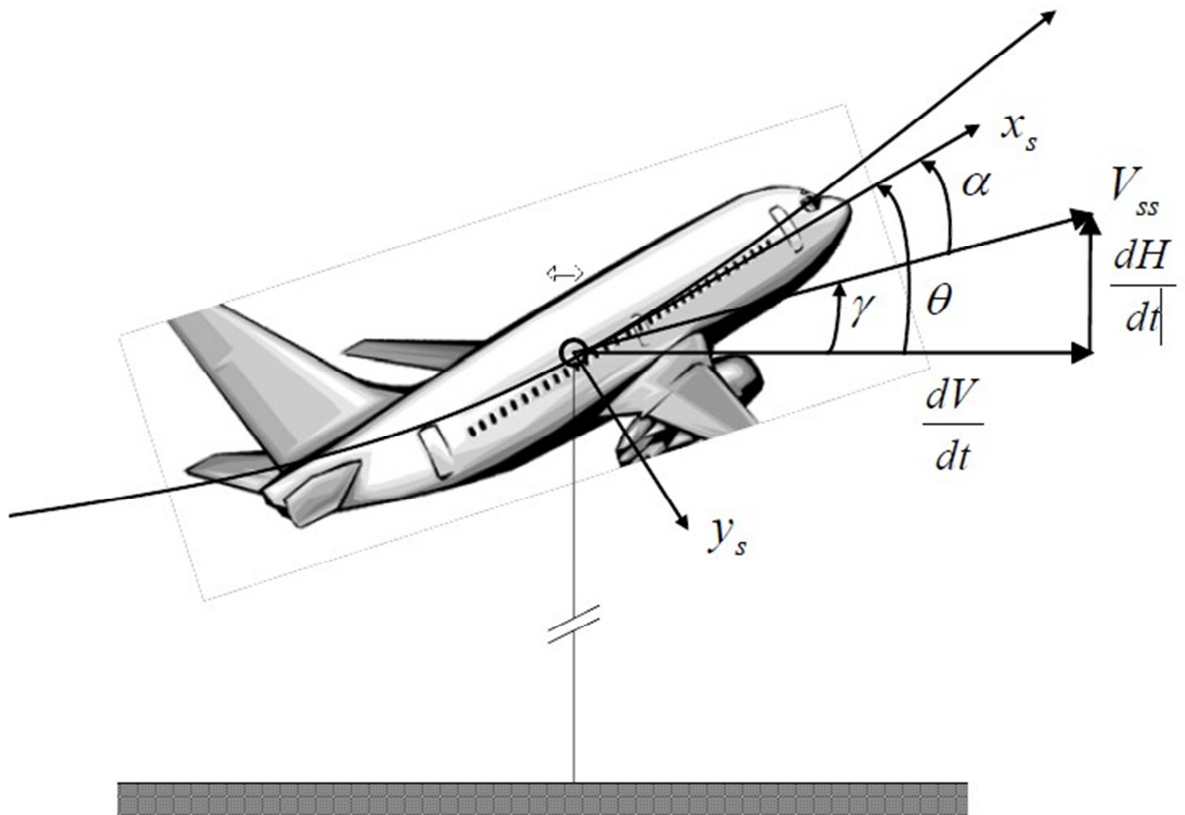
Από την ανάλυση συμπεριφοράς πτήσης το μοντέλο του ρυθμού ανύψωσης προκύπτει

$$\frac{dH}{dt} = V_{ss} \sin \gamma$$

Όπου  $H$  είναι το υψόμετρο του αεροσκάφους σε σχέση με το επίπεδο της θάλασσας

$V_{ss}$  είναι η σταθερή ταχύτητα του αεροσκάφους

$\frac{d}{dt}$  είναι ο ρυθμός μεταβολής σε σχέση με τον χρόνο



Σχήμα 3.6: Διάγραμμα Λειτουργίας Συστήματος Διατήρησης Υψομέτρου

Αν αυτή η σταθερή κατάσταση διαταραχθεί ελαφρώς, εφαρμόζονται οι ακόλουθες σχέσεις:

$$H = H_o + \tilde{h} \text{ και } \gamma = \gamma_o + \tilde{\gamma}$$

Η εξίσωση του ρυθμού μεταβολής του ύψους πτήσης προκύπτει από τη σχέση:  $\frac{d\tilde{h}}{dt} = V_{ss}\tilde{\gamma}$

Η οποία μπορεί επίσης να διατυπωθεί ως:  $\frac{1}{V_{ss}} \frac{d\tilde{h}}{dt} \equiv \dot{\tilde{h}} = \tilde{\gamma}$

Από το κινηματικό διάγραμμα που φαίνεται στο σχήμα 3.6, προκύπτει ότι:  $\gamma = \theta - \alpha$





## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

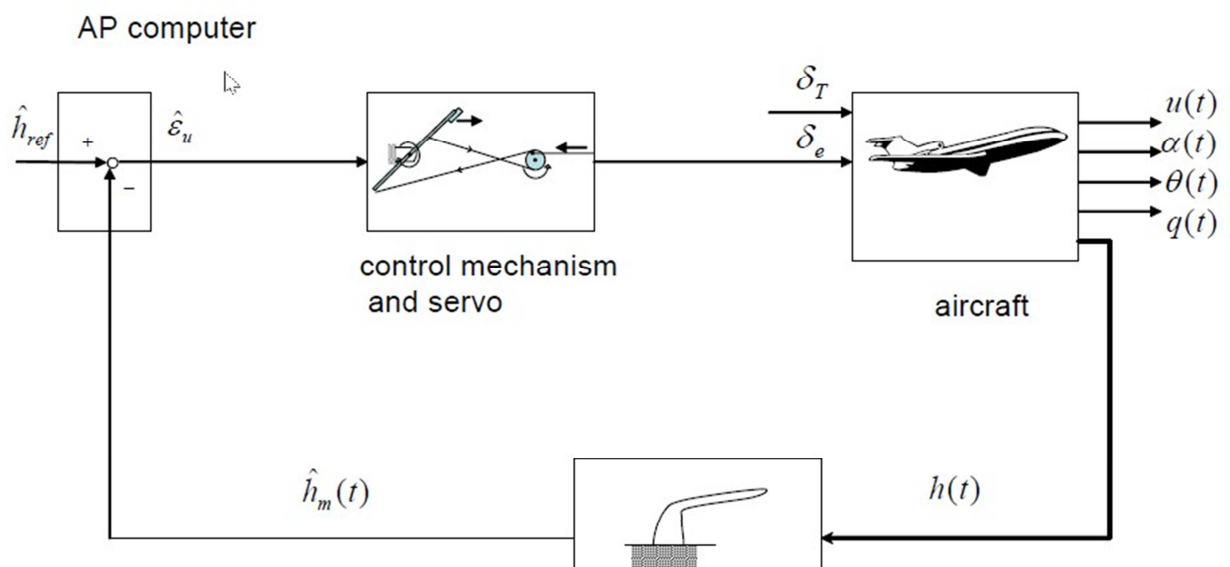
### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

$$\text{Οπότε } \frac{dh}{dt} = \theta - \alpha \Rightarrow h = \int (\theta - \alpha) dt$$

Στο πεδίο του Laplace το ύψος πτήσης μπορεί να περιγραφεί ως:  $h(s) = \frac{1}{s} [\theta(s) - \alpha(s)]$

Η εξίσωση για το  $h(s)$  καλείται εξίσωση εξόδου του συστήματος διατήρησης ύψους.

Χρησιμοποιώντας το διαθέσιμο μοντέλο  $h(s)$ , το μαθηματικό διάγραμμα του συστήματος διατήρησης ύψους αναπαρίσταται στο ακόλουθο σχήμα.



Σχήμα 3.7 Λειτουργικό Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Ύψομέτρου

Οπότε οι συναρτήσεις μεταφοράς του σερβομηχανισμού ελέγχου και του στατικού σωλήνα pitot δίνονται ως ακολούθως:

$$G_{ct}(s) = \frac{K_{ct}}{s + 1/T_s} \quad \text{και} \quad G_{ps}(s) = \frac{1/T_s}{s + 1/T_{ps}}$$



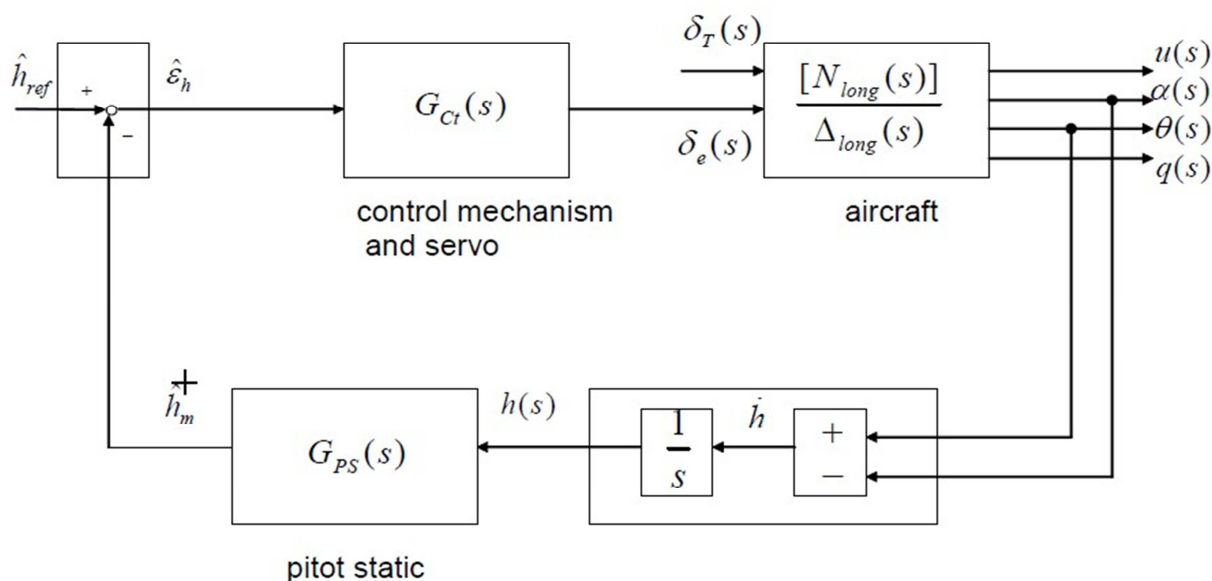
## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Σε αυτό το μοντέλο  $T_s$  και  $T_{ps}$  καθορίζονται χρησιμοποιώντας τα δεδομένα των οργάνων, όπου το κέρδος  $K_{cl}$  μπορεί να μεταβληθεί για να εκπληρώσει τα κριτήρια ελέγχου του συστήματος διατήρησης ύψους. Η συνάρτηση μεταφοράς του ύψους πτήσης  $h(s)$  σε συνάρτηση με την στρέψη των πτερυγίων ύψους – βάθους  $\delta_e(s)$  διαμορφώνεται ως ακολούθως:

$$\frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{1}{s} [\theta(s) - a(s)] / \delta_e(s) = \frac{1}{s} \left[ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} - \frac{a(s)}{\delta_e(s)} \right] = \frac{1}{s} \left[ \frac{N_{\delta_e}^\theta(s) - N_{\delta_e}^a(s)}{\Delta_{long}(s)} \right] = \frac{1}{s} \frac{N_{\delta_e}^h(s)}{\Delta_{long}(s)} = G_{h\delta_e}(s)$$

Οπότε  $h(s) = G_{h\delta_e}(s)\delta_e(s)$ , όπου  $G_{h\delta_e}(s) = \frac{N_{\delta_e}^h(s)}{s\Delta_{long}(s)}$  και  $N_{\delta_e}^h(s) = N_{\delta_e}^\theta(s) - N_{\delta_e}^a(s)$



Σχήμα 3.8: Μαθηματικό Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Ύψομέτρου

Από το σχήμα 3.8, ο κλειστός βρόχος της συνάρτησης μεταφοράς  $\frac{h(s)}{h_{ref}(s)}$  διαμορφώνεται ως

ακολούθως:  $\frac{h(s)}{h_{ref}(s)} = G_{cl}(s)$       Όπου  $G_{cl} = \frac{N_{cl}(s)}{\Delta_{cl}(s)}$



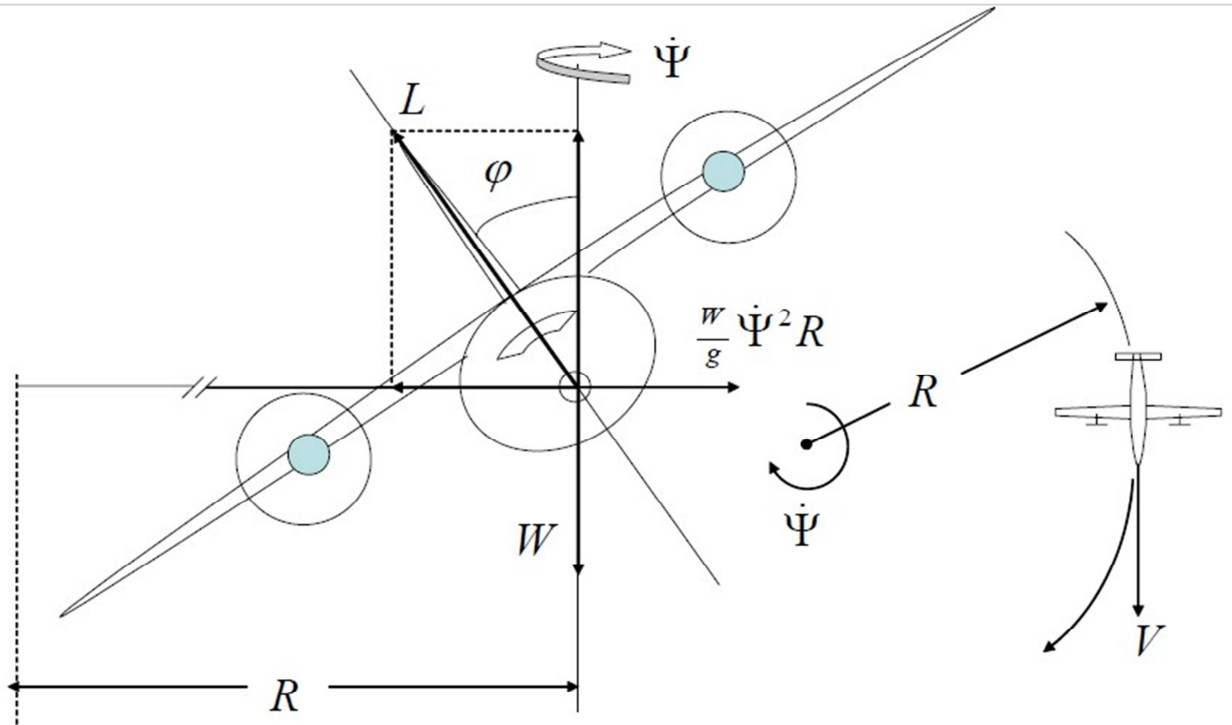
$$N_{cl}(s) = G_{ct}(s)G_{h\delta_e}(s) = K_{ct} \frac{N_{\delta_e}^h(s)}{s(s+1/T_s)\Delta_{long}(s)} \quad \Delta_{cl}(s) = 1 + \frac{K_{ct}}{T_{ps}} \frac{N_{\delta_e}^h(s)}{s(s+1/T_s)(s+1/T_{ps})\Delta_{long}(s)}$$

### 3.3 Κατάσταση Οριζόντιας Ισορροπίας

Στο παρόν κεφάλαιο θα γίνει ανάλυση σχετικά με τον σχεδιασμό κατάστασης οριζόντιας ισορροπίας ενός αεροπλάνου. Ειδικότερα, θα αναλυθεί ο σχεδιασμός του συστήματος διατήρησης πορείας, του συστήματος διατήρησης γωνίας πηδαλίων εξισορρόπησης και του συστήματος συντονισμού στροφής.

#### 3.3.1 Σύστημα Διατήρησης Πορείας

Η πλειοψηφία των συστημάτων διατήρησης πορείας έχει σχεδιαστεί ως επέκταση του συστήματος διατήρησης γωνίας πηδαλίων εξισορρόπησης. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι υπάρχει σχέση μεταξύ του ρυθμού πορείας  $\dot{\psi}$  και της γωνίας στρέψης, όπως φαίνεται στην εικόνα 3.9.



Σχήμα 3.9: Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Πορείας

Οι οριζόντιες και κατακόρυφες δυνάμεις ισορροπούν κατά τη διάρκεια του ελιγμού στροφής σε σταθερό υψόμετρο, και μπορούν να εκφραστούν ως ακολούθως:

$$L \cos \phi = W \text{ και } L \sin \phi = \frac{W}{g} \dot{\psi}^2 R$$

Όπου  $L$  είναι η ανύψωση

$W$  είναι το βάρος

$g$  είναι η επιτάχυνση της βαρύτητας

$\phi$  είναι η γωνία στρέψης

$R$  είναι η ακτίνα στροφής

$\dot{\psi}$  είναι ο ρυθμός στροφής



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

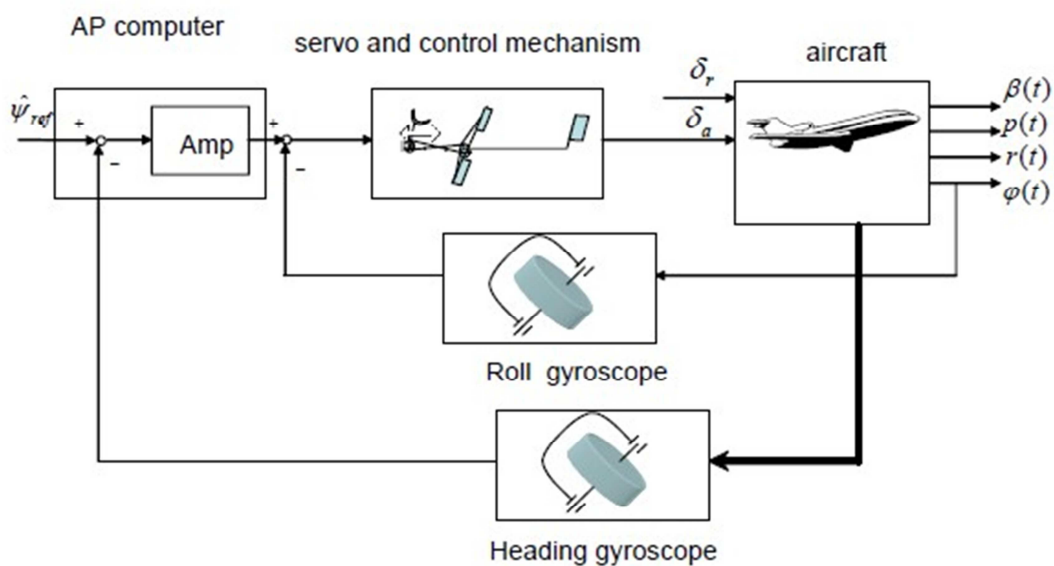
Αντικαθιστώντας προκύπτει:  $\psi^2 R = g \tan \phi$ , όμως  $\psi = \frac{V}{R}$

Συνεπώς  $\psi = \frac{g \tan \phi}{V} \cong \frac{g}{V} \phi$

Εφαρμόζοντας μετασχηματισμό Laplace:  $\Psi(s) = \frac{g \phi(s)}{V s}$

Από τις παραπάνω σχέσεις, η γωνία πτήσεως  $\Psi(s)$  μπορεί να προκύψει από την ολοκλήρωση του ρυθμού γωνίας στρέψης, αποδεικνύοντας πως το σύστημα διατήρησης πηδαλίων εξισορρόπησης αναπαριστά εσωτερικό βρόχο του συστήματος διατήρησης πορείας.

Το μαθηματικό και λειτουργικό διάγραμμα του συστήματος διατήρησης πορείας απεικονίζεται στα παρακάτω σχήματα (σχ. 3.11, 3.12).

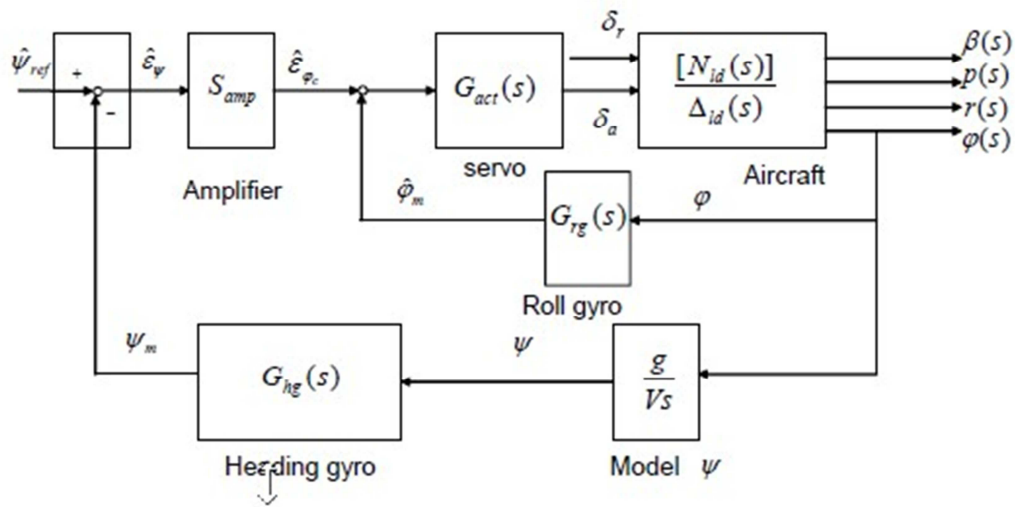


Σχήμα 3.11: Λειτουργικό Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Πορείας



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

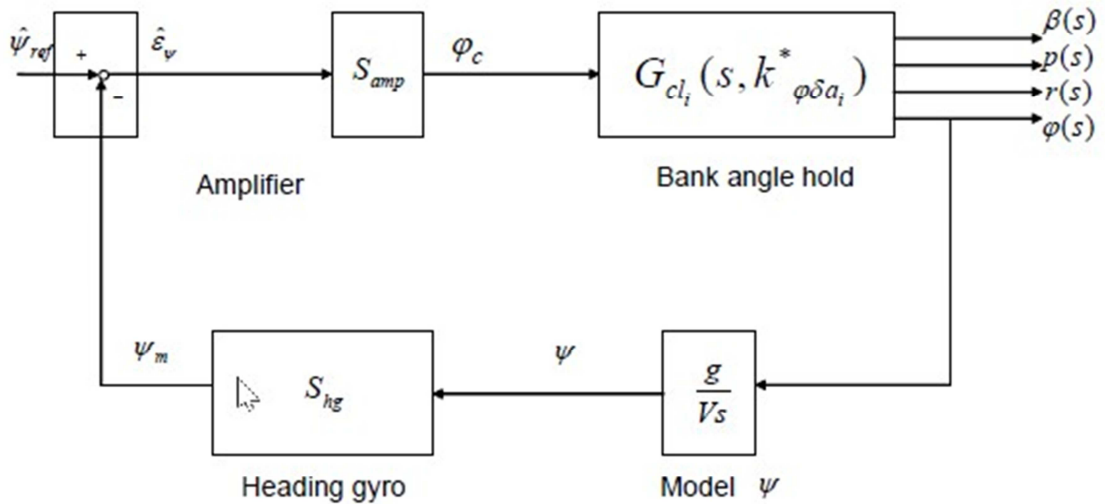
### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ



Σχήμα 3.12: Μαθηματικό Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Πορείας

Θεωρείται πως το γυροσκόπιο πορείας έχει υψηλή απόδοση, με αποτέλεσμα ο χρόνος απόκρισης να είναι πολύ γρήγορος. Η συνάρτηση μεταφοράς του προκύπτει:  $G_{hg}(s) = S_{hg} = \text{σταθερά}$ .

Στο παρακάτω σχήμα φαίνεται το απλοποιημένο μαθηματικό διάγραμμα του συστήματος διατήρησης πορείας.



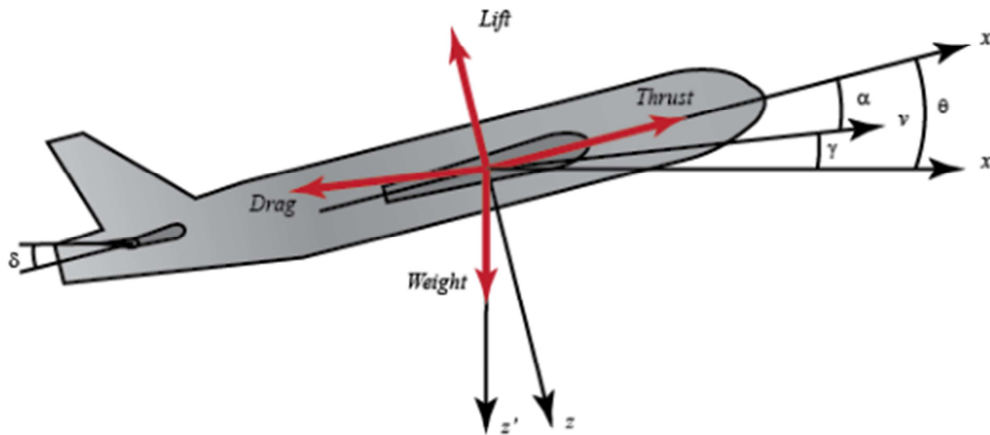
Σχήμα 3.13: Απλοποιημένο Μαθηματικό Διάγραμμα Συστήματος Διατήρησης Πορείας

## 4. Μοντελοποίηση

### 4.1 Εξισώσεις συστήματος

Η περιγραφή της κίνησης ενός αεροπλάνου αποτελείται από έξι (6) μη γραμμικές εξισώσεις, γεγονός που την καθιστά αρκετά περίπλοκη. Σε συγκεκριμένες όμως περιπτώσεις μπορούν να γραμμικοποιηθούν.

Η διατήρηση της διαμήκου ισορροπίας του αεροπλάνου εξαρτάται από τη δυναμική στον διαμήκη άξονα. Στο ακόλουθο σχήμα απεικονίζονται οι δυνάμεις, που την επηρεάζουν [5][6].



Σχήμα 4.1: Δυνάμεις που επηρεάζουν τη διαμήκη ισορροπία

Για τη μοντελοποίηση θεωρείται πως το αεροπλάνο διατηρεί σταθερή πορεία, χωρίς να αλλάζει η συμπεριφορά και η ταχύτητά του. Επιπρόσθετα, το βάρος, η βαρύτητα, η ώθηση και οι δυνάμεις ισορροπούν μεταξύ τους στους άξονες  $x$  και  $y$ . Επιπλέον η γωνία του αεροσκάφους θεωρείται πως δεν αλλάζει σε καμία περίπτωση.

Συνεπώς προκύπτουν οι ακόλουθες εξισώσεις:

$$\dot{a} = \mu\Omega\sigma[-(C_L + C_D)a + \frac{1}{\mu - C_L}q - (C_W \sin \gamma)\theta + C_L]$$

$$\dot{q} = \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}[[C_M - \eta(C_L + C_D)]a + [C_M + \sigma C_M(1 - \mu C_L)]q + (\eta C_W \sin \gamma)\delta]$$

$$\dot{\theta} = \Omega q$$

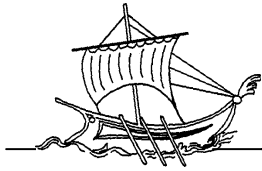
Όπου:

$a$  = γωνία πτήσης

$q$  = ρυθμός βύθισης

$\theta$  = γωνία βύθισης





## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

$\delta$  = γωνία στρέψης πηδαλίων ύψους-βάθους

$$\mu = \frac{\rho S \bar{c}}{4m}$$

$\rho$  = πυκνότητα αέρα

$S$  = επιφάνεια φτερών

$\bar{c}$  = μέσο μήκος τόξου

$m$  = μάζα αεροσκάφους

$$\Omega = \frac{2U}{\bar{c}}$$

$U$  = ταχύτητα πτήσης διατήρησης ισορροπίας

$C_T$  = συντελεστής ώσης

$C_D$  = Συντελεστής οπισθέλκουσας

$C_L$  = Συντελεστής άντωσης

$C_W$  = Συντελεστής βάρους

$C_M$  = Συντελεστής στιγμιαίας βύθισης

$\gamma$  = γωνία πτήσης

$$\sigma = \frac{1}{1 + \mu C_L} = \text{σταθερά}$$

$i_{yy}$  = Συντελεστής αδράνειας

$\eta = \mu \sigma C_M = \text{σταθερά}$



Οι τιμές που χρησιμοποιούνται για την εύρεση της συνάρτησης μεταφοράς, προέκυψαν από εμπορικό αεροσκάφος τύπου Boeing.

$$\dot{a} = -0.313 a + 56.7 q + 0.232 \delta$$

$$\dot{q} = -0.0139 a - 0.426 q + 0.0203 \delta$$

$$\dot{\theta} = 56.7 q$$

Εφαρμόζοντας μετασχηματισμό Laplace προκύπτει:

$$sA(s) = -0.313 A(s) + 56.7 Q(s) + 0.232 \Delta(s)$$

$$sQ(s) = -0.0139 A(s) - 0.426 Q(s) + 0.0203 \Delta(s)$$

$$s\Theta(s) = 56.7 Q(s)$$

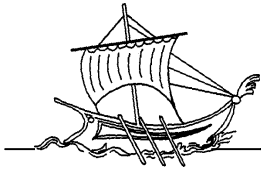
$$P(s) = \frac{\Theta(s)}{\Delta(s)} = \frac{1.151 s + 0.1774}{s^3 + 0.739 s^2 + 0.921 s}$$

Γράφοντας τις εξισώσεις ως μήτρες, προκύπτει:

$$\begin{bmatrix} \dot{a} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.313 & 56.7 & 0 \\ -0.0139 & -0.426 & 0 \\ 0 & 56.7 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.232 \\ 0.0203 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta]$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ q \\ \theta \end{bmatrix}$$

Προκύπτει λοιπόν, η ανάγκη σχεδίασης ενός ελεγκτή ανατροφοδότησης, ώστε η απόκριση της γωνίας κλίσης με την πραγματική γωνία βήματος να υπερβαίνει λιγότερο από 10%, να έχει χρόνο



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

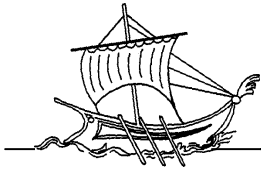
ανύψωσης λιγότερο από 2 δευτερόλεπτα, χρόνο αποκατάστασης λιγότερο από 10 δευτερόλεπτα και σταθερή κατάσταση σφάλματος κάτω από 2%.

Συνάρτηση μεταφοράς στο Matlab:

```
s = tf('s');  
  
pitch = (1.151*s+0.1774)/(s^3+0.739*s^2+0.921*s)  
  
pitch =  
  
1.151 s + 0.1774  
  
-----  
s^3 + 0.739 s^2 + 0.921 s
```

Εξισώσεις κατάστασης στο Matlab:

```
A = [-0.313 56.7 0; -0.0139 -0.426 0; 0 56.7 0];  
  
B = [0.232; 0.0203; 0];  
  
C = [0 0 1];  
  
D = [0];  
  
pitch_ss = ss(A,C,B,D)  
  
a =
```



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

	x1	x2	x3
x1	-0.313	56.7	0
x2	-0.0139	-0.426	0
x3	0	56.7	0

b =

u1

x1 0.232

x2 0.0203

x3 0

c =

x1 x2 x3

y1 0 0 1

d =

u1

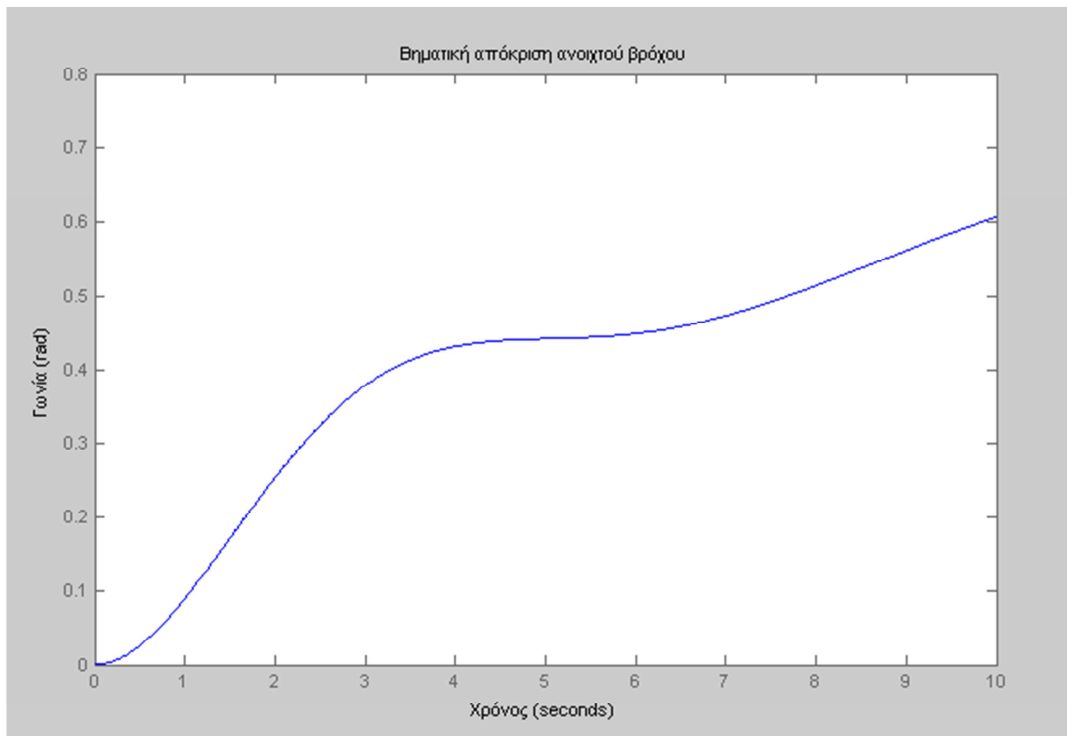
y1 0



## 4.2 Ανάλυση Συστήματος

Απόκριση ανοιχτού βρόχου στο Matlab:

```
t = [0:0.01:10];  
  
step(0.2*pitch,t);  
  
axis([0 10 0 0.8]);  
  
ylabel('Γωνία (rad)');  
  
xlabel('Χρόνος');  
  
title('Βηματική απόκριση ανοιχτού βρόχου');
```



Σχήμα 4.2: Βηματική χρονική απόκριση ανοιχτού βρόχου

Συμπερασματικά από το παραπάνω διάγραμμα προκύπτει, πως η απόκριση του ανοιχτού βρόχου δεν πληροί τα κριτήρια σχεδιασμού. Το σύστημα είναι ασταθές, οπότε εξετάζονται οι πόλοι της συνάρτησης μεταφοράς.

```
pole(pitch)

ans =

    0

   -0.3695 + 0.8857i

   -0.3695 - 0.8857i
```

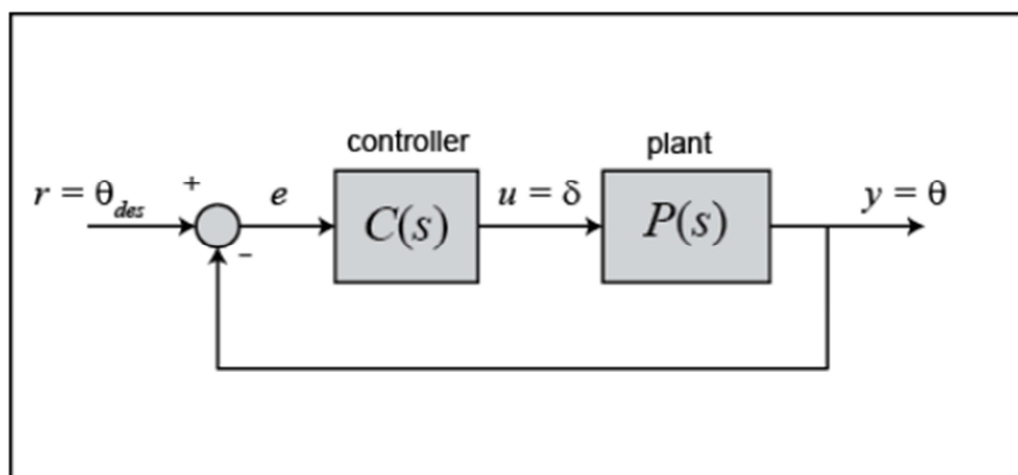


## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Ο ένας πόλος της συνάρτησης μεταφοράς βρίσκεται στον φανταστικό άξονα, οπότε συμπεριφέρεται ως ολοκληρωτής. Όταν στο σύστημα δοθεί βηματική είσοδος, η έξοδος θα συνεχίσει να αυξάνεται στο άπειρο.

Για τη σταθεροποίηση του συστήματος θα προστεθεί ένας ελεγκτής ανάδρασης. Στο παρακάτω σχήμα απεικονίζεται το διάγραμμα του κλειστού βρόχου.



Σχήμα 4.3: BlockΔιάγραμμα κλειστού βρόγχου

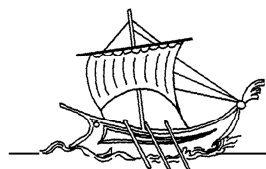
Συνάρτηση Μεταφοράς κλειστού βρόγχου στο Matlab:

```
sys = feedback(pitch,1)

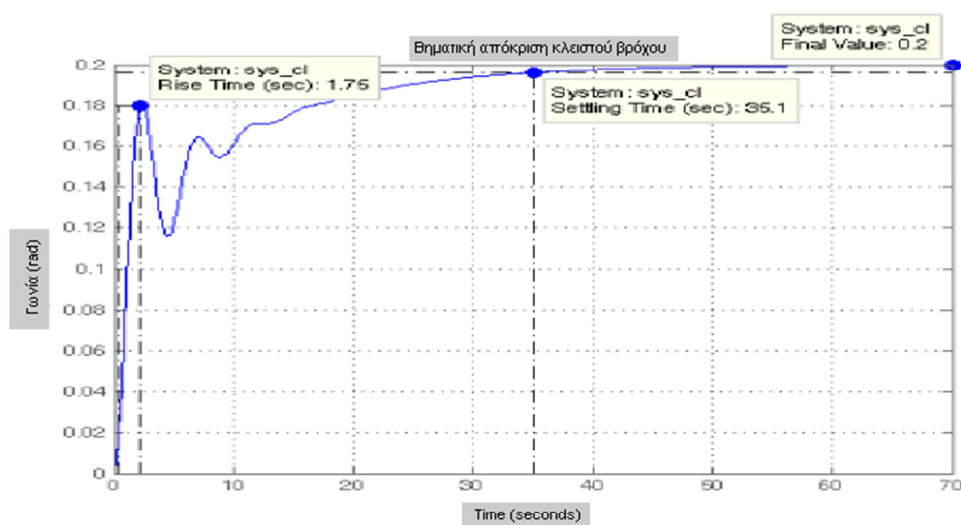
sys =

1.151 s + 0.1774
-----
s^3 + 0.739 s^2 + 2.072 s + 0.1774

step(0.2*sys);
```



```
ylabel('Γωνία (rad)');  
  
xlabel('Χρόνος (sec)');  
  
title(' Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου ');
```



Σχήμα 4.4: Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου

Εξετάζοντας τη βηματική απόκριση του κλειστού βρόχου παρατηρείται πως μέσω της ανάδρασης το σύστημα σταθεροποιείται. Στην πραγματικότητα, το σφάλμα φαίνεται να οδηγείται στο μηδέν και δεν υπάρχει ανύψωση, παρόλο που ο χρόνος ανύψωσης και ο χρόνος αποκατάστασης δεν πληρούν τις απαιτήσεις του συστήματος.

Πόλοι και ρίζες κλειστού βρόχου:

```
poles =  
  
-0.3255 + 1.3816i
```





## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

```
-0.3255 - 1.3816i
```

```
-0.0881
```

```
zeros =
```

```
-0.1541
```

Προκύπτει πως η συνάρτηση μεταφοράς του κλειστού βρόχου είναι τρίτης τάξης. Οπότε στο πεδίο του χρόνου έχουμε:

$$Y(s) = \frac{1.151s + 0.1774}{s^3 + 0.739s^2 + 2.072s + 0.1774s} R(s) = \frac{0.2(1.151s + 0.1774)}{s^4 + 0.739s^3 + 2.072s^2 + 0.1774s}$$

```
R = 0.2/s;
```

```
Y = zpk(sys*R)
```

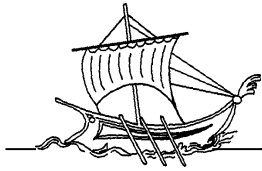
```
Y =
```

```
0.2302 (s+0.1541)
```

```
-----
```

```
s (s+0.08805) (s^2 + 0.6509s + 2.015)
```

Οπότε:



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

$$Y(s) = \frac{0.2302(s + 0.1541)}{s(s + 0.08805)(s^2 + 0.6509s + 2.105)} = \frac{A}{s} + \frac{B}{s + 0.08805} + \frac{Cs + D}{s^2 + 0.6509s + 2.0105}$$

Προσδιορίζονται οι τιμές για A, B, C:

```
[r,p,k] = residue(0.2*[1.151 0.1774],[1 0.739 2.072 0.1774 0])
```

r =

```
-0.0560 + 0.0160i
```

```
-0.0560 - 0.0160i
```

```
-0.0879
```

```
0.2000
```

p =

```
-0.3255 + 1.3816i
```

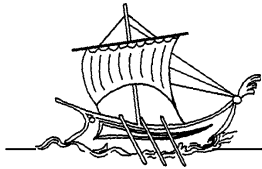
```
-0.3255 - 1.3816i
```

```
-0.0881
```

```
0
```

k =

```
[]
```



Επομένως  $A = 0.2$  και  $B = -0.0881$

Προσδιορίζονται οι τιμές για  $C$  και  $D$ :

```
[num,den] = residue(r(1:2),p(1:2),k);  
  
tf(num,den)  
  
ans =  
  
-0.1121 s - 0.08071  
  
-----  
s^2 + 0.6509 s + 2.015
```

Συνεπώς  $C = -0.1121$  και  $D = -0.08071$

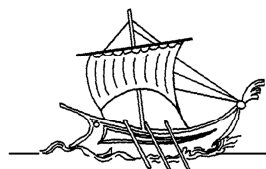
Η συνάρτηση διαμορφώνεται ως εξής:

$$Y(s) = \frac{0.2}{s} - \frac{0.0881}{s + 0.08805} - \frac{0.1121s + 0.08071}{s^2 + 0.6509s + 2.015}$$

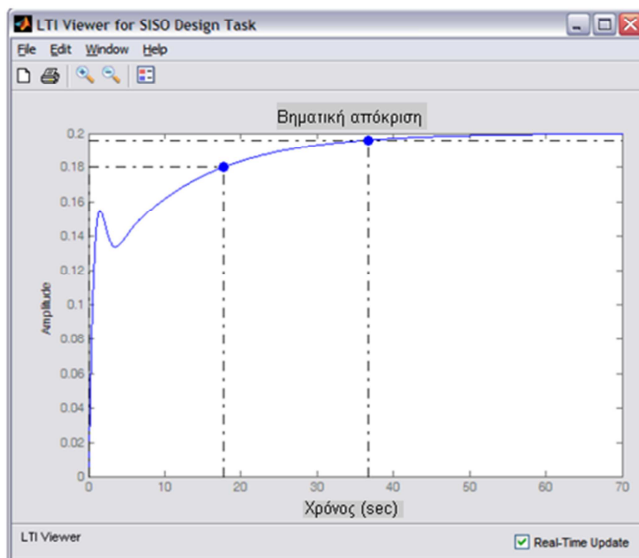
Εφαρμόζεται αντίστροφος μετασχηματισμός Laplace:

$$y(t) = 0.2 - 0.0881e^{-0.08805t} - e^{-0.3255t} (0.1121\cos(1.3816t) + 0.0320\sin(1.3816t))$$

```
t = [0:0.1:70];  
  
y=0.2-0.0881*exp(-0.08805*t)-  
exp(0.3255*t).*(0.1121*cos(1.3816*t)+0.0320*sin(1.3816*t));  
  
plot(t,y)  
  
xlabel('Χρόνος (sec)');
```



```
ylabel('Γωνία (rad)');  
title('Βηματική απόκριση');
```

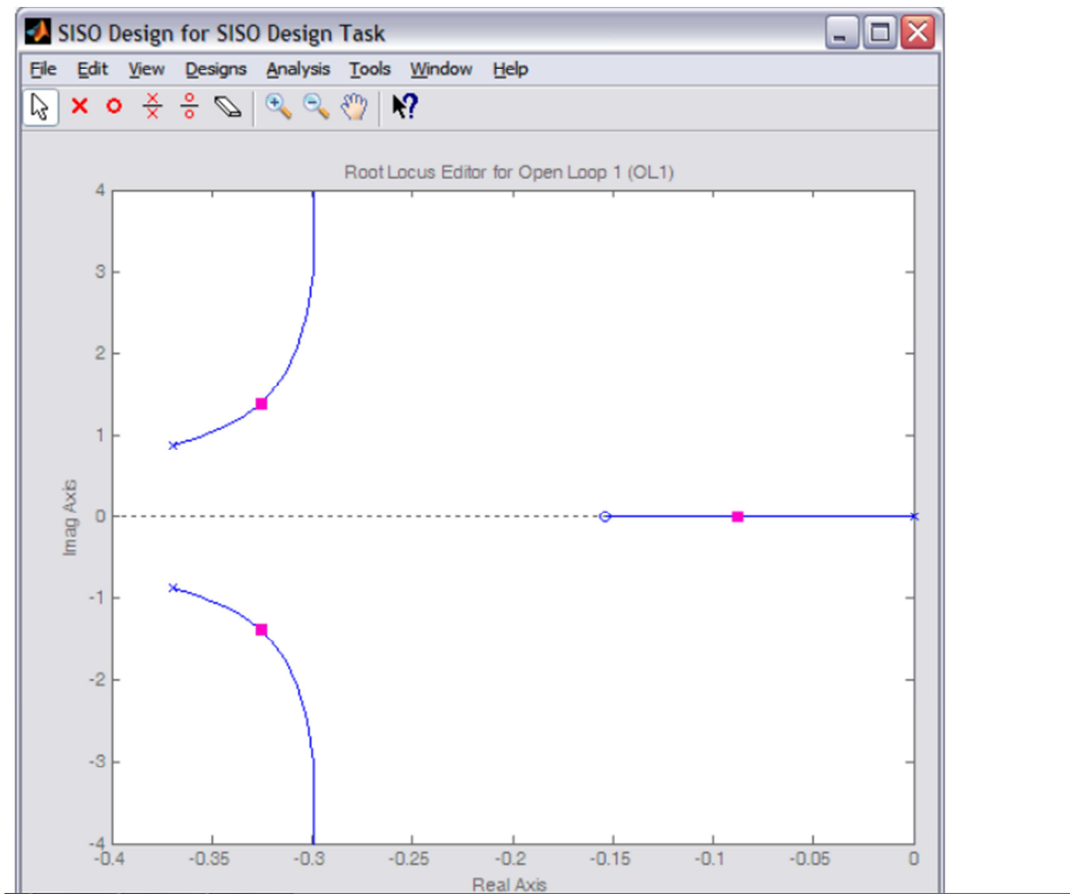


Σχήμα 4.5: Βηματική απόκριση

Παρατηρείται από το διάγραμμα της βηματικής απόκρισης του κλειστού βρόχου πως το σύστημα συνεχίζει να μην πληροί τις απαιτήσεις του σχεδιασμού.

Τόπος Ριζών με χρήση sisotool

```
sisotool('rlocus', pitch)
```

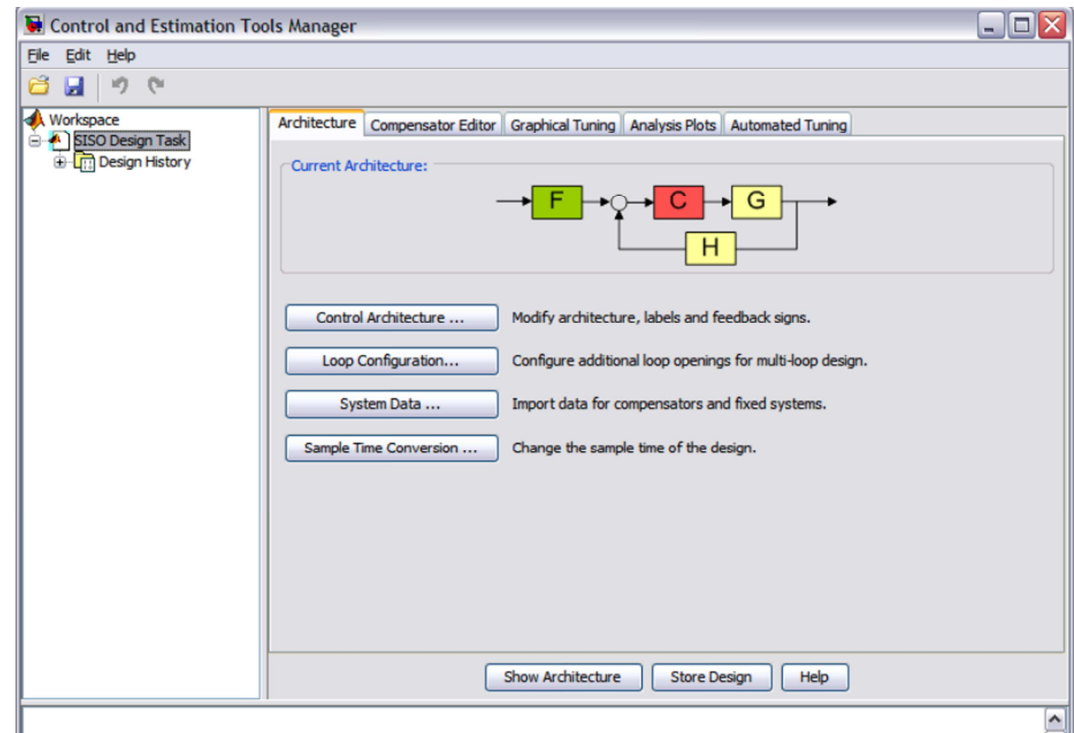


Σχήμα 4.6: Τόπος ριζών

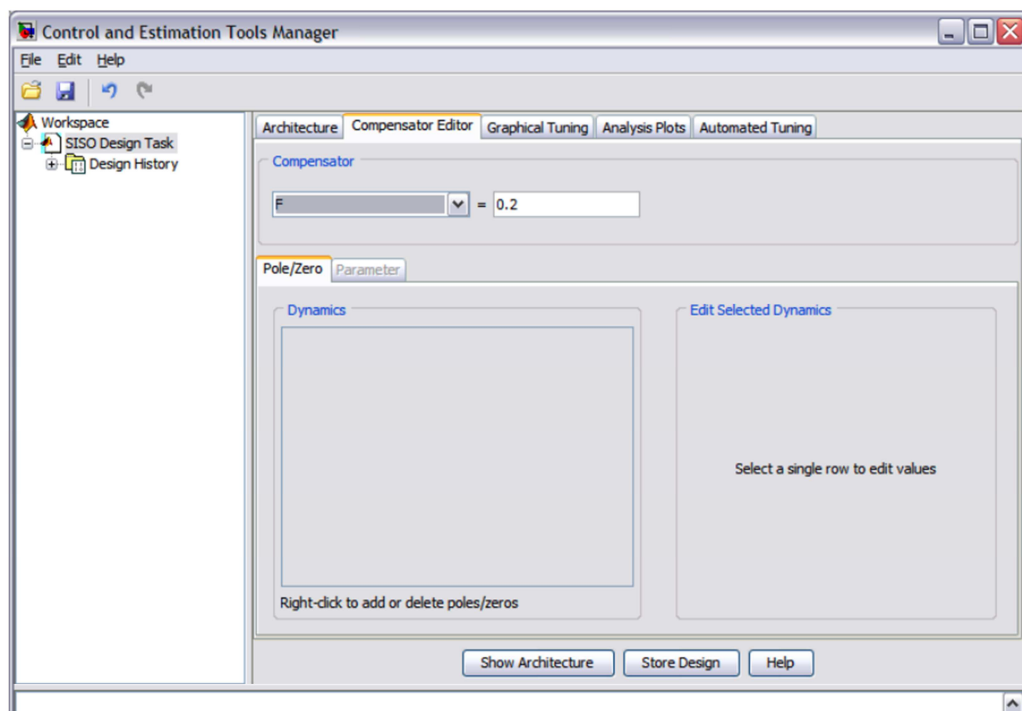


# Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

## ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ



Σχήμα 4.7: Αρχιτεκτονική Συστήματος



Σχήμα 4.8: Ρύθμιση βηματικής εισόδου

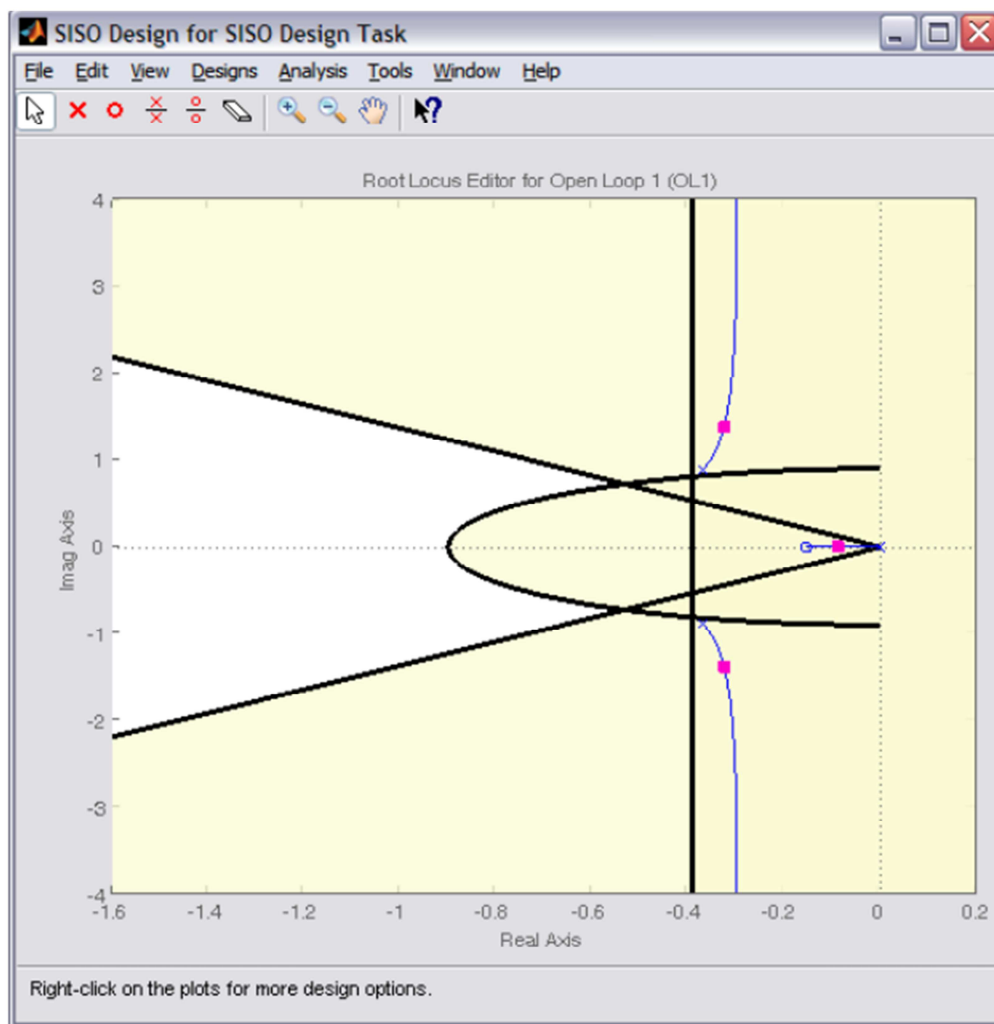


## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Εντοπίζονται οι θέσεις των πόλων στο μιγαδικό πεδίο, οι οποίοι αντιπροσωπεύουν τις απαιτήσεις του συστήματος. Στην παρούσα φάση, το σύστημα δεύτερης τάξης δεν μπορεί να ελεγχθεί.

Απαιτείται ο χρόνος ανύψωσης να είναι λιγότερο από 2 δευτερόλεπτα, που αντιστοιχεί σε μια φυσική συχνότητα μεγαλύτερη από  $0,9\text{rad/sec}$ .



Σχήμα 4.9: Τόπος ριζών με βηματική είσοδο

Παρατηρείται πως κανένας από τους τρεις πόλους του τόπου ριζών δεν βρίσκεται στην αρνητική περιοχή, οπότε δεν μπορούν να τοποθετηθούν στην επιθυμητή περιοχή μεταβάλλοντας το  $K$ . Απαιτείται λοιπόν, διαμόρφωση του τόπου ριζών με πόλους και μηδενιστές.

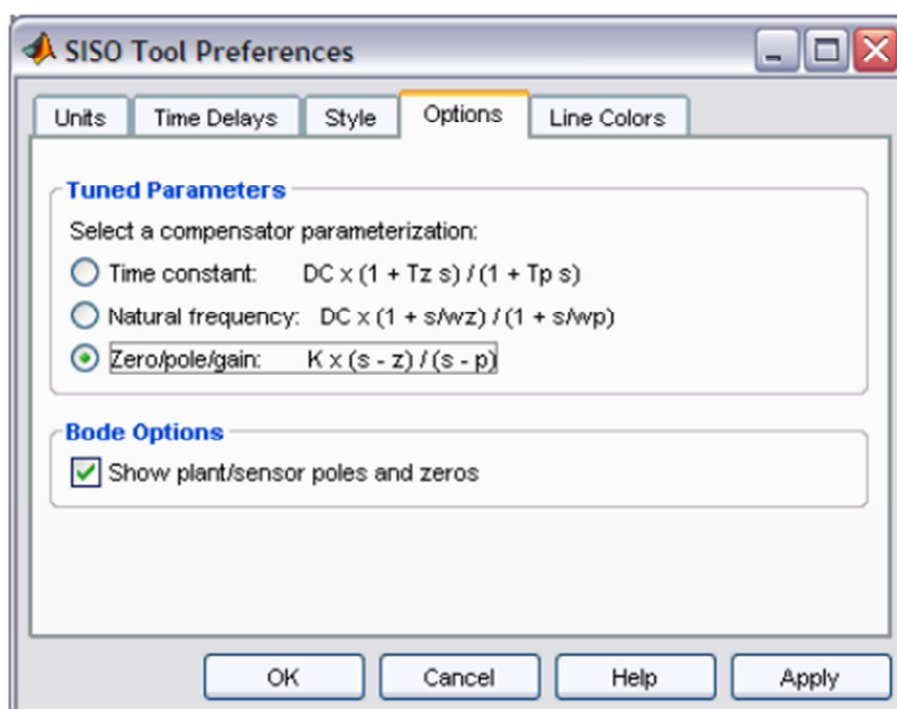


Για να επιτευχθεί αυτό, θα χρησιμοποιηθεί ένας ελεγκτής Lead.

Η συνάρτηση μεταφοράς του ελεγκτή είναι:

$$C(s) = K \frac{s - z}{s - p}$$

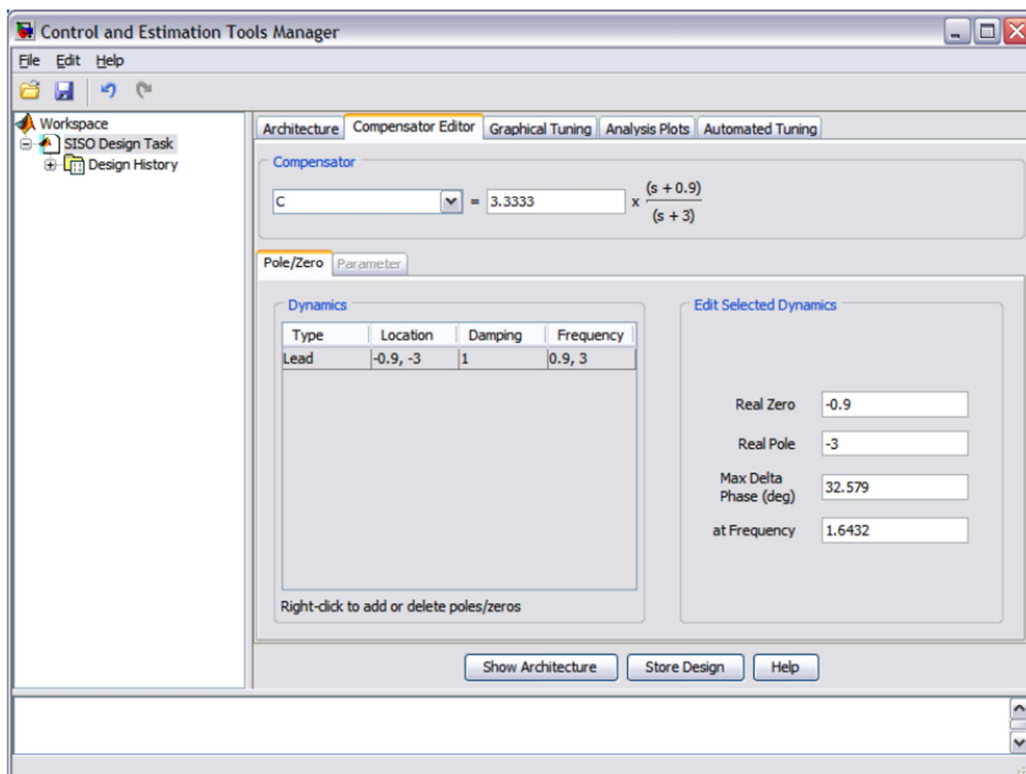
Για τον σχεδιασμό του ελεγκτή Lead απαιτείται παραμετροποίηση zero/pole/gain στο sisotool.



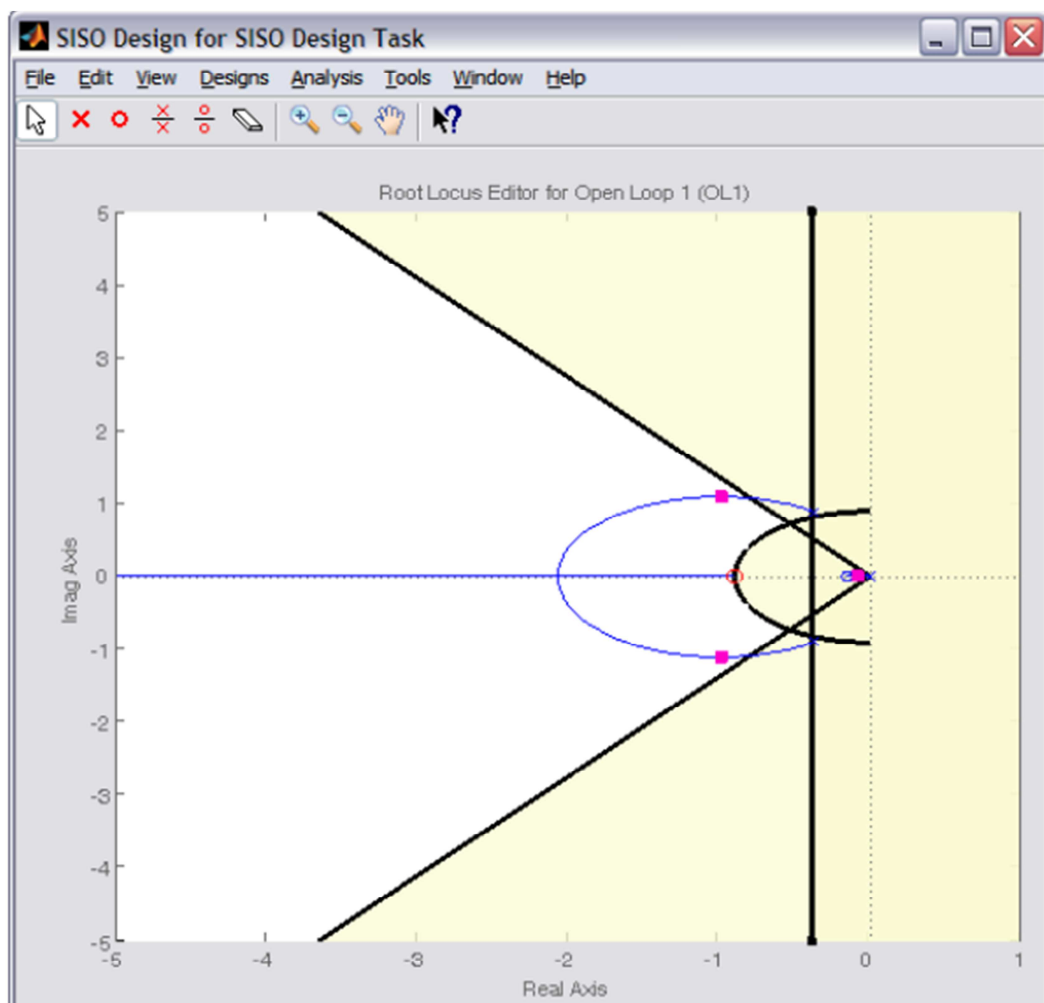
Σχήμα 4.10: Παραμετροποίηση Ελεγκτή

Με δεδομένο τον επιθυμητό χρόνο ανύψωσης, επιλέγεται ο μηδενιστής στον πραγματικό άξονα του ημικυκλίου,  $z=0.9$ . Γεγονός που διασφαλίζει πως όσο και να αυξηθεί το  $K$ , το μέρος του τόπου ριζών που πλησιάζει τον μηδενιστή του ανοικτού βρόχου δε θα ξεπεράσει το επιθυμητό σημείο. Επιπρόσθετα, ο πόλος θα τοποθετηθεί πιο αριστερά από τον μηδενιστή, λόγω του ελεγκτή Lead.





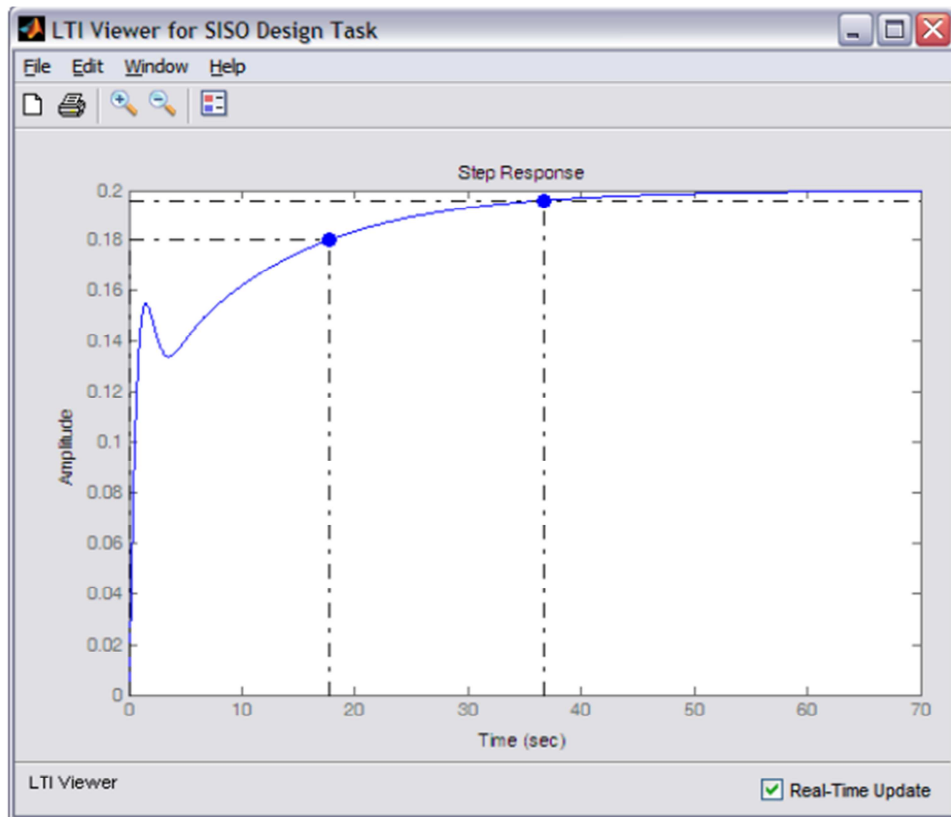
Σχήμα 4.11: Διαμόρφωση Ελεγκτή Lead



Σχήμα 4.12: Τόπος Ριζών με χρήση ελεγκτή Lead

Παρατηρείται πως τρεις από τους πόλους έχουν περάσει στην επιθυμητή περιοχή. Ο τέταρτος πόλος δε βρίσκεται στην επιθυμητή περιοχή, ο οποίος είναι πιο αργός από τους υπόλοιπους του κλειστού συστήματος, χωρίς όμως αυτό να επηρεάζει το σύστημα γιατί θα ακυρωθεί από τον μηδενιστή που βρίσκεται στο  $-0,1541$ . Όσο μεγαλύτερη είναι η τιμή του κέρδους βρόχου  $K$  που χρησιμοποιείται, τόσο πιο κοντά ο πόλος κλειστού βρόχου θα είναι προς τον μηδενιστή κλειστού βρόχου και τόσο λιγότερη θα είναι η επίδραση που θα έχει.

Στη συνέχεια εξετάζεται η βηματική απόκριση του κλειστού βρόχου.

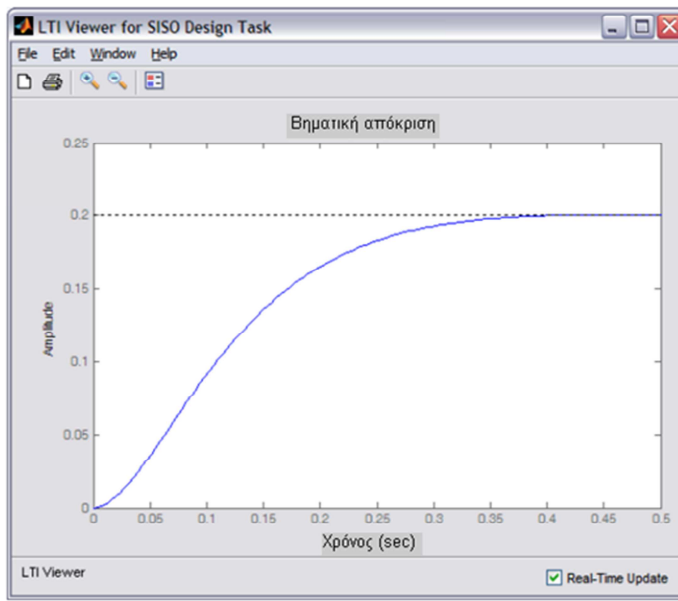


Σχήμα 4.13: Βηματική είσοδος

Παρατηρείται πως για το συγκεκριμένο κέρδος ο χρόνος ανύψωσης καθώς και ο χρόνος αποκατάστασης είναι πολύ μεγάλος. Δίνοντας την τιμή  $K=200$ , οι δύο πιο αργοί πόλοι του συστήματος θα προσεγγίσουν τους μηδενιστές του κλειστού βρόχου. Αν το κέρδος αυξηθεί, ο επόμενος πιο αργός πόλος μετακινείται προς τα αριστερά στο μιγαδικό επίπεδο και έχει ως αποτέλεσμα τη μείωση του χρόνου ανύψωσης και αποκατάστασης. Με κέρδος  $K=200$ , οι πόλοι διατηρούνται στον πραγματικό άξονα, αποτρέποντας την ύπαρξη υπερύψωσης. Η παρουσία του ολοκληρωτή δίνει τη δυνατότητα στο σύστημα μηδενικού σφάλματος στη σταθερή κατάσταση.



Επομένως, ο ελεγκτής πληροί τις απαιτήσεις του συστήματος, όπως αποδεικνύεται και από το παρακάτω σχήμα.



Σχήμα 4.14: Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου με προσαρμοσμένο ελεγκτή Lead

### 4.3 Έλεγχος Συχνότητας

Η απόκριση του ανοικτού βρόχου παρουσιάζει πως το σύστημα είναι ασταθές. Οπότε επιλέγεται η συνάρτηση μεταφοράς του κλειστού βρόχου, όπως διαμορφώθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο.

```
sys = feedback(pitch,1)

sys =

1.151 s + 0.1774
```



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

$$s^3 + 0.739 s^2 + 2.072 s + 0.1774$$

Εξετάζοντας τους πόλους του συστήματος παρατηρείται πως το σύστημα είναι όντως σταθερό εφόσον όλοι οι πόλοι έχουν θετικό και αρνητικό μέρος

```
pole(sys)
```

```
ans =
```

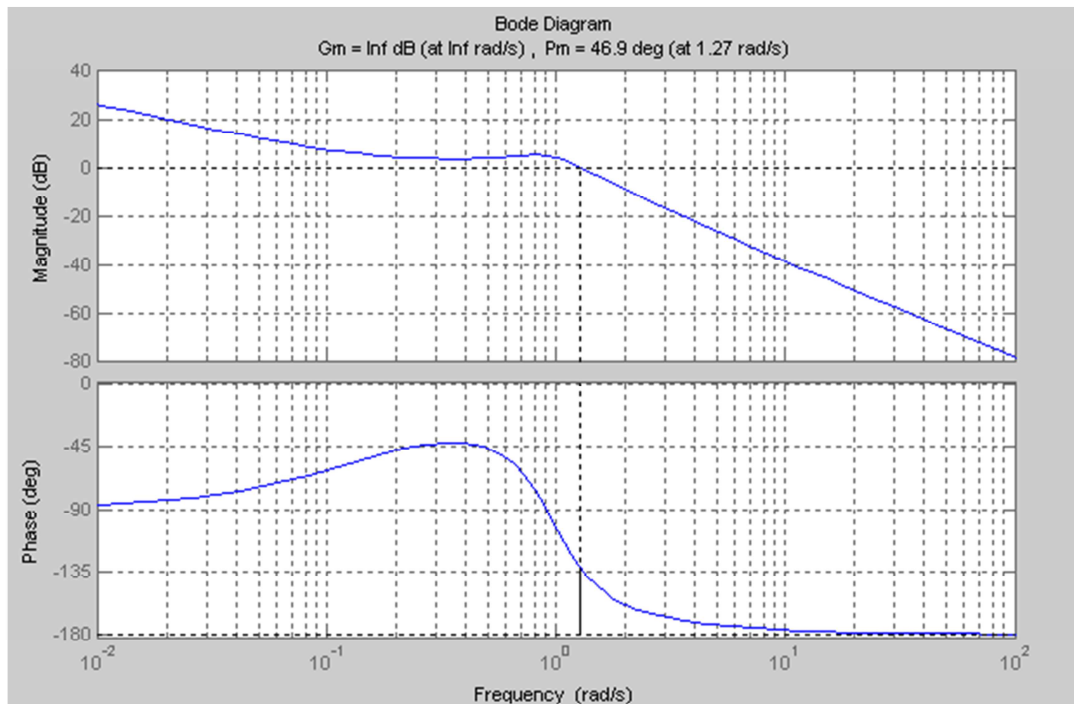
```
-0.3255 + 1.3816i
```

```
-0.3255 - 1.3816i
```

```
-0.0881
```

Μέσω των διαγραμμάτων BODE θα εξετασθεί η ευστάθεια του συστήματος, το κέρδος και η φάση.

```
margin(pitch), grid
```



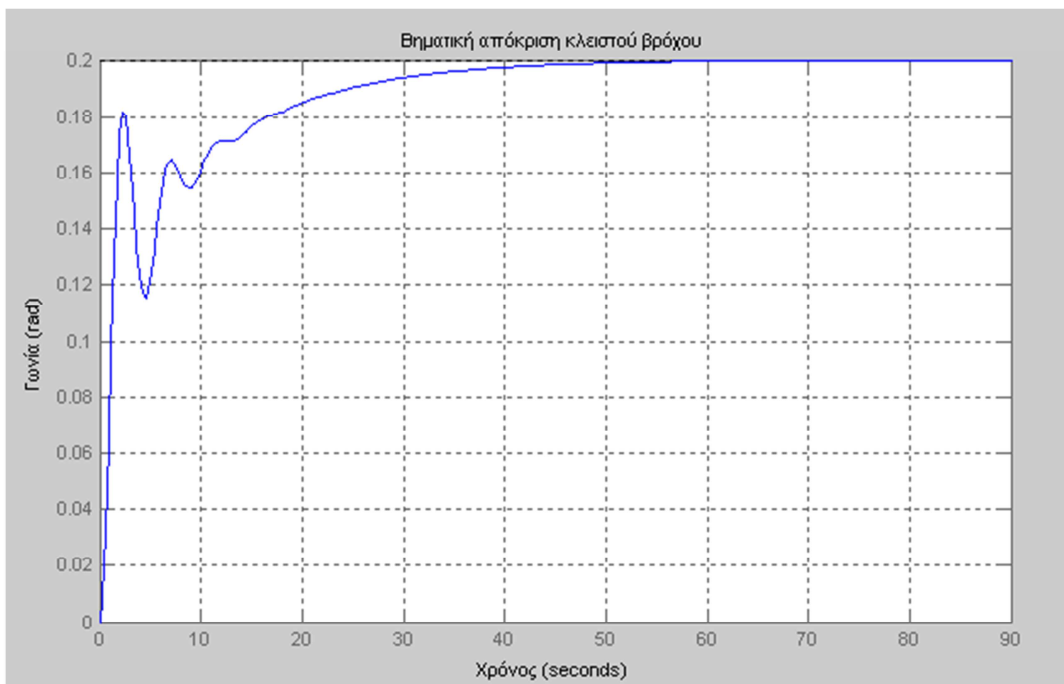
Σχήμα 4.15: Διάγραμμα BODE

Εξετάζοντας τις παραπάνω γραφικές διαπιστώνεται, πως το σύστημά μας είναι όντως ευσταθές, αφού το κέρδος και η φάση είναι θετικά. Ειδικά, όταν η φάση είναι 46,9 μοίρες και το κέρδος είναι άπειρο .Αυτό όμως δεν σημαίνει πως το σύστημα καλύπτει τις απαιτήσεις και γι' αυτό θα προστεθεί βηματική είσοδος.

```
sys = feedback(pitch,1);  
  
step(0.2*sys), grid  
  
ylabel('Γωνία (rad)');  
  
xlabel('Χρόνος');
```



```
title('Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου');
```



Σχήμα 4.16: Βηματική Απόκριση

Από το παραπάνω διάγραμμα παρατηρείται πως η απαίτηση του χρόνου αποκατάστασης των 10 δευτερολέπτων δεν είναι κοντά στο να επιτευχθεί. Ένας τρόπος για να αντιμετωπιστεί αυτό είναι η απόκριση του συστήματος να γίνει πιο γρήγορη. Αυτό όμως θα δημιουργήσει προβλήματα στο σύστημα. Ως εκ τούτου, η ανύψωση χρειάζεται να μειωθεί σε συνδυασμό με την πιο γρήγορη απόκριση του συστήματος. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί με την προσθήκη ενός ελεγκτή Lead ώστε να αναδιαμορφώσει το διάγραμμα Bode του ανοικτού βρόχου, το οποίο δείχνει τη συμπεριφορά του κλειστού βρόχου του συστήματος. Η συχνότητα κέρδους είναι άμεσα συνδεδεμένη με την ταχύτητα του κλειστού βρόχου και το περιθώριο φάσης είναι αντιστρόφως ανάλογο με την υπερύψωση του συστήματος

Συνάρτηση μεταφοράς ελεγκτή Lead.

$$C(s) = K \frac{T_s + 1}{aT_s + 1} \quad (a < 1)$$



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

Το σφάλμα σταθερής κατάστασης για βηματική είσοδο θα είναι μηδενική για κάθε τιμή του  $K$ . Για την αντιμετώπιση αυτού του προβλήματος θα αυξηθεί η τιμή του  $K$  ( $K > 1$ ), οπότε το διάγραμμα θα μετατοπιστεί προς τα πάνω.

Για  $K=10$  προκύπτει:

```
K = 10;

margin(K*pitch), grid

figure;

sys = feedback(K*pitch,1);

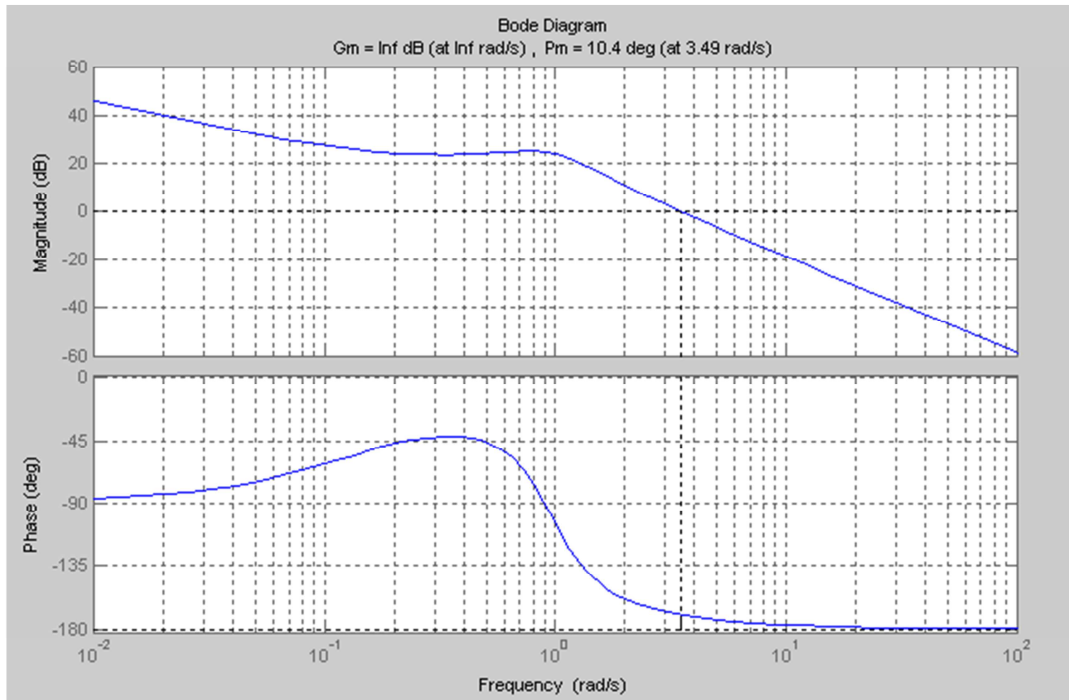
step(0.2*sys), grid

ylabel('Εύρος');

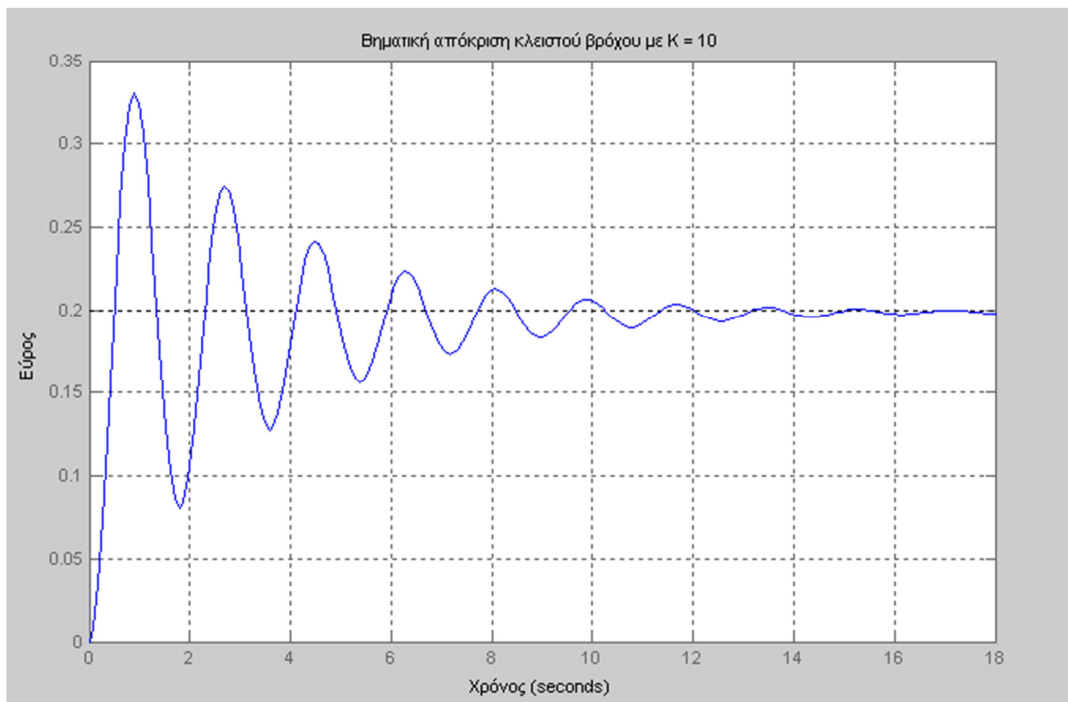
xlabel('Χρόνος');

title('Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου με K = 10')
```





Σχήμα 4.17: Διάγραμμα BODE για K=10



Σχήμα 4.18: Βηματική Απόκριση με K=10



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Από το διάγραμμα BODE προκύπτει πως η συχνότητα του κέρδους είναι υψηλότερη. Η προσθήκη του K μείωσε το περιθώριο φάσης, αφού η υπερύψωση της βηματικής απόκρισης του συστήματος είναι αυξημένη. Για να βελτιωθεί η υπερύψωση στη βηματική απόκριση θα προστεθεί απόσβεση.

Παραμετροποιείται ο ελεγκτής ώστε να οριστεί ο λόγος μεταξύ μηδενιστών και πόλων. Όσο μεγαλύτερη είναι η απόσταση μεταξύ των μηδενιστών και των πόλων τόσο μεγαλύτερη είναι η πρόσκρουση, όπου το μέγιστο περιθώριο φάσης που μπορεί να προστεθεί με ένα ζεύγος πόλου – μηδενιστή είναι 90 μοίρες. Η εξίσωση της μέγιστης φάσης που θα προστεθεί από τον Lead ελεγκτή είναι:

$$\sin(\phi_m) = \frac{1-a}{1+a}$$

Αφού το σύστημα δεν έχει την ακριβή μορφή ενός συστήματος δεύτερης τάξης για τη σχέση μεταξύ του χρόνου απόκρισης και της απόκρισης συχνότητας θα χρησιμοποιηθεί η παρακάτω σχέση.

$$\zeta \approx \frac{PM(\text{degrees})}{100^\circ}$$

Με δεδομένο πως η υπερύψωση απαιτείται να είναι κάτω από 10%, ο λόγος απόσβεσης θα πρέπει να είναι μεγαλύτερος από 0.59 και η φάση μεγαλύτερη από 59 μοίρες. Εφόσον η φάση για K=10 είναι 10,4 μοίρες, ο Lead ελεγκτής θα αυξήσει την απόκριση συχνότητας για να υπερβεί τις 59 μοίρες οπότε θα χρειαστεί ο ελεγκτής να ρυθμιστεί άνω των 50 μοιρών.

Επιλύεται η παραπάνω σχέση για 55 μοίρες:

$$a = \frac{1 - \sin(55^\circ)}{1 + \sin(55^\circ)} \approx 0.10$$

Η υπερύψωση πρέπει να είναι μικρότερη από περίπου 0.10.

Οπότε:

$$20 \log\left(\frac{1}{\sqrt{a}}\right) \approx 20 \log\left(\frac{1}{\sqrt{0.10}}\right) \approx 10 \text{dB}$$

Η συχνότητα του κέρδους θα αυξηθεί από 3,49 rad/sec σε περίπου 6.1 rad/sec.

Υπολογίζεται το  $T_a$  ώστε να έχει μεγαλύτερο περιθώριο φάσης.



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

$$\omega_m = \frac{1}{T\sqrt{a}} \Rightarrow T = \frac{1}{6.1\sqrt{0.10}} \approx 0.52$$

Για  $K = 10$ ,  $a = 0.10$  και  $T_a = 0.52$ :

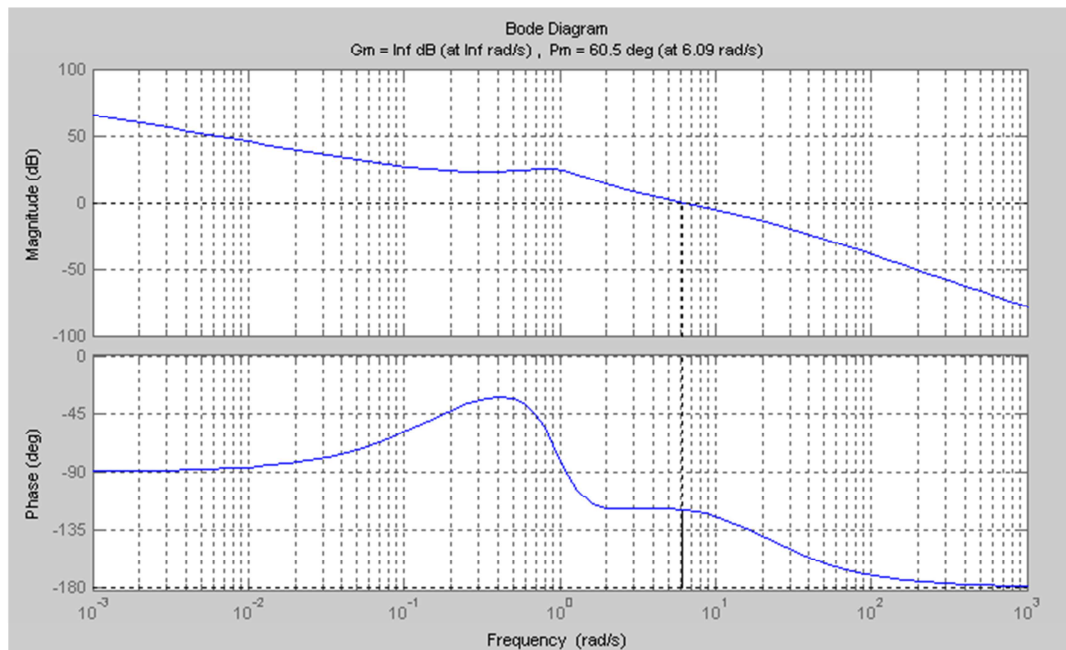
```
K = 10;
```

```
a = 0.10;
```

```
T = 0.52;
```

```
C_lead = K*(T*s + 1) / (a*T*s + 1);
```

```
margin(C_lead*pitch), grid
```





## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

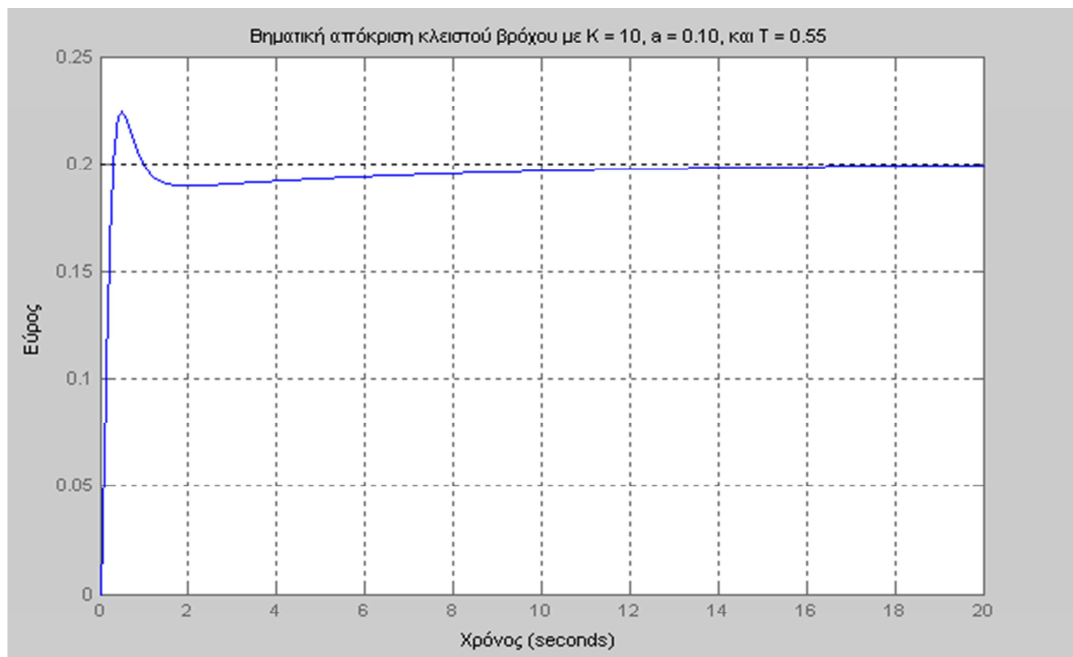
### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Σχήμα 4.19: Διάγραμμα BODE για  $K=10$ ,  $\alpha=0.10$  και  $T_a=0.52$

Παρατηρείται πως ο ελεγκτής αύξησε τη φάση και τη συχνότητα κέρδους του συστήματος.

Στη συνέχεια εξετάζεται η βηματική χρονική απόκριση:

```
sys = feedback(C_lead*pitch,1);  
  
step(0.2*sys), grid  
  
xlabel('Χρόνος')  
  
ylabel('Εύρος');  
  
title('Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου με K = 10, a = 0.10, και T = 0.55')
```



Σχήμα 4.20: Βηματική απόκριση για  $K=10$ ,  $\alpha=0.10$  και  $T_a=0.52$



```
stepinfo(0.2*sys)

ans =

RiseTime: 0.2073

SettlingTime: 8.9835

SettlingMin: 0.1819

SettlingMax: 0.2240

Overshoot: 11.9781

Undershoot: 0

Peak: 0.2240

PeakTime: 0.4870
```

Παρατηρείται πως η υπερύψωση δεν έχει διορθωθεί.

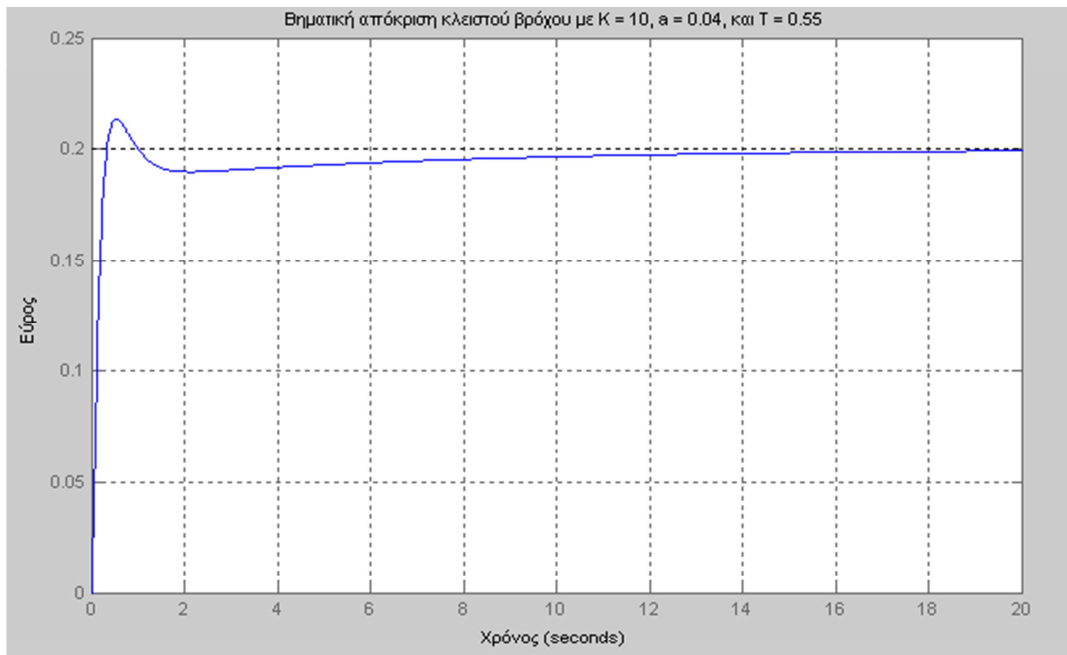
Για  $K = 10$ ,  $a = 0.04$  και  $T_a = 0.55$ :

```
K = 10;
```

```
a = 0.04;
```



```
T = 0.55;  
  
C_lead = K*(T*s + 1) / (a*T*s + 1);  
  
sys = feedback(C_lead*pitch,1);  
  
step(0.2*sys), grid  
  
xlabel('Χρόνος')  
  
ylabel('Εύρος');  
  
title('Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου με K = 10, a = 0.04, και T = 0.55')
```



Σχήμα 4.20: Βηματική απόκριση για  $K=10$ ,  $\alpha=0.04$  και  $T_a=0.55$

```
stepinfo(0.2*sys)
```

```
ans =
```

```
    RiseTime: 0.2202
```

```
    SettlingTime: 9.0427
```

```
    SettlingMin: 0.1828
```

```
    SettlingMax: 0.2137
```

```
    Overshoot: 6.8495
```



Undershoot: 0

Peak: 0.2137

PeakTime: 0.5344

Παρατηρείται πως εκπληρώνονται όλες οι απαιτήσεις του σχεδιασμού.

Οπότε η συνάρτηση μεταφοράς του ελεγκτή Lead, που προκύπτει είναι:

$$C(s) = 10 \frac{0.55s + 1}{0.022s + 1}$$

#### 4.4 Εξισώσεις Κατάστασης

Οι δυναμικές εξισώσεις του χώρου κατάστασης είναι:

$$\begin{bmatrix} \dot{a} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.313 & 56.7 & 0 \\ -0.0139 & -0.426 & 0 \\ 0 & 56.7 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.232 \\ 0.0203 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta]$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} [\delta]$$

Ο χώρος κατάστασης θα έχει τη μορφή:

$$\frac{dx}{dt} = Ax + Bu \text{ και } y = Cx + Du$$

Καταρχήν θα χρειαστεί να εξετασθεί εάν το σύστημα είναι ελέγξιμο.

$$C = \begin{bmatrix} B|AB|..|A^{n-1}B \end{bmatrix}$$





## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Για να είναι το σύστημα πλήρως ελεγχόμενο, η μήτρα ελεγχιμότητας πρέπει να έχει βαθμό  $n$ . Η κατάταξη μιας μήτρας είναι ο αριθμός των ανεξάρτητων γραμμών (ή στηλών). Ο αριθμός  $n$  αντιστοιχεί στον αριθμό των μεταβλητών κατάστασης του συστήματος. Η προσθήκη επιπλέον όρων στη μήτρα ελεγχιμότητας με ανώτερες δυνάμεις του πίνακα  $A$  δεν θα αυξήσει το βαθμό ελέγχου της μήτρας, δεδομένου ότι αυτοί οι επιπλέον όροι θα είναι ακριβώς γραμμικοί συνδυασμοί των προηγούμενων όρων.

Αφού μήτρα ελεγχιμότητας μας είναι  $3 \times 3$ , η κατάταξη του πίνακα πρέπει να είναι 3.

$$A = [-0.313 \ 56.7 \ 0; -0.0139 \ -0.426 \ 0; 0 \ 56.7 \ 0];$$

$$B = [0.232; 0.0203; 0];$$

$$C = [0 \ 0 \ 1];$$

$$D = [0];$$

$$\text{con} = \text{ctrb}(A,B);$$

$$\text{Controllability} = \text{rank}(\text{con})$$

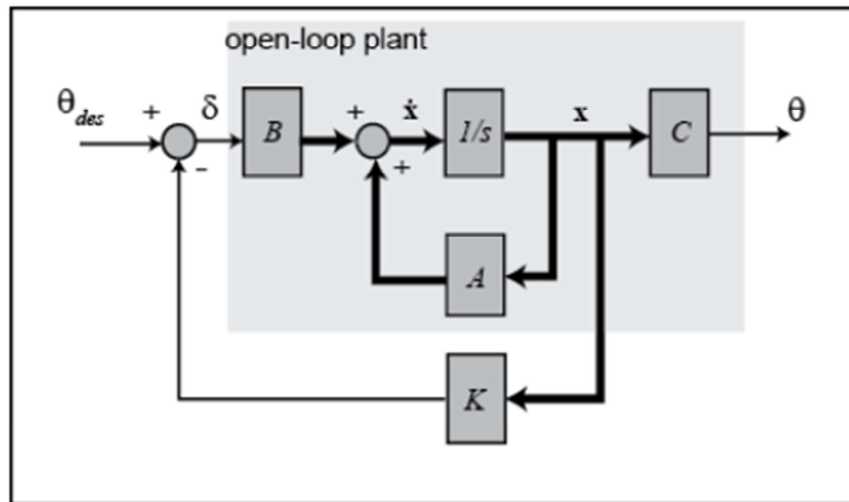
$$\text{Controllability} =$$

3

Συνεπώς, το σύστημα είναι πλήρως ελεγχίμο.

Στη συνέχεια ακολουθεί ο σχεδιασμός ελέγχου μέσω τοποθέτησης πόλων.

Το σχήμα ενός συστήματος ελέγχου πλήρους ανατροφοδότησης παρουσιάζεται παρακάτω (με  $D = 0$ ).



Σχήμα 4.21: Διάγραμμα συστήματος πλήρους ανατροφοδότησης

Όπου

Kmatrix = Κέρδος

$x = [ \alpha , q , \theta ]'$  = Διάνυσμα Κατάστασης

$\theta_{des}$  = Επιθυμητή Τιμή (R )

$\delta = \theta_{des} - \text{είσοδος } Kx = \text{Είσοδος Ελεγκτή ( } u \text{ )}$

Κάνοντας αντικατάσταση στις εξισώσεις κατάστασης προκύπτει:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= (A - BK)X + B\theta_{des} \\ \theta &= Cx\end{aligned}$$

Με βάση τα παραπάνω, η μήτρα  $A-BK$  καθορίζει τη δυναμική κλειστού βρόχου του συστήματός μας . Οι ρίζες της ορίζουσας της μήτρας  $A-BK$  είναι οι πόλοι του κλειστού βρόχου του συστήματος. Από την ορίζουσα  $A -BK$  προκύπτει πως πρόκειται για πολυώνυμο τρίτης τάξης. Υπάρχουν τρεις πόλοι που μπορούν να τοποθετηθούν και δεδομένου ότι το σύστημα είναι πλήρως ελεγχόμενο μπορούν να τοποθετηθούν οπουδήποτε.



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Στη συνέχεια θα γίνει χρήση της μεθόδου Βέλτιστου Γραμμικού Ρυθμιστή (LQR), η οποία δεν απαιτεί να τοποθετηθούν οι πόλοι κλειστού βρόχου σε συγκεκριμένες τοποθεσίες. Ορίζονται δύο παράμετροι: η μήτρα βέλτιστης κατάστασης (Q) να ισούται με  $pC'C$  και η μήτρα βαρύτητας (R) ίση με τη μονάδα. Χρησιμοποιώντας το διάνυσμα C από την εξίσωση εξόδου σημαίνει ότι θα λαμβάνονται υπόψη μόνον οι σταθεροί έξοδοι στον καθορισμό της βέλτιστης κατάστασης. Σε αυτή την περίπτωση,  $\theta$  είναι η μόνη σταθερή μεταβλητή στην έξοδο. Ο συντελεστής στάθμισης (p) μεταβάλλεται προκειμένου να τροποποιηθεί η βηματική απόκριση.

Για συντελεστή  $p=2$

$$p = 2;$$

$$Q = p \cdot C' \cdot C$$

$$R = 1;$$

$$[K] = \text{lqr}(A, B, Q, R)$$

$$Q =$$

$$0 \quad 0 \quad 0$$

$$0 \quad 0 \quad 0$$

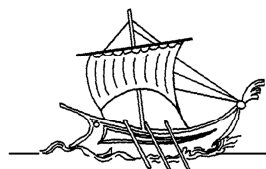
$$0 \quad 0 \quad 2$$

$$K =$$

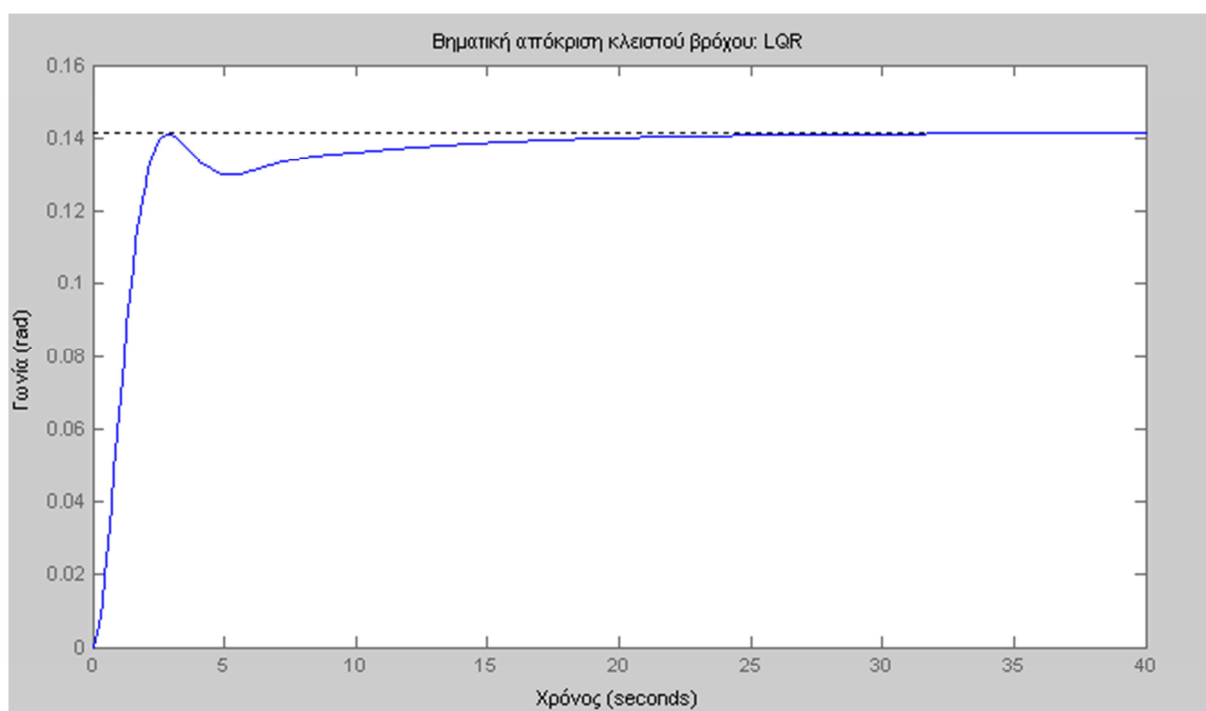
$$-0.5034 \quad 52.8645 \quad 1.4142$$

Η μήτρα Q και το αποτέλεσμα του κέρδους K αναφέρονται στις εξισώσεις κλειστού βρόχου του συστήματος  $\delta = \theta_{des} - Kx$ .

Σχεδιάζεται η βηματική απόκριση κλειστού βρόχου.



```
sys = ss(A-B*K, B, C, D);  
  
step(0.2*sys)  
  
ylabel('Γωνία (rad)');  
  
xlabel('Χρόνος');  
  
title('Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου: LQR');
```



Σχήμα 4.22: Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου

Παρατηρείται πως η απόκριση είναι πολύ αργή. Στη συνέχεια γίνεται διόρθωση σφάλματος με αύξηση του συντελεστή  $p$ .



Για  $p=50$

```
p = 50;
```

```
Q = p*C'*C;
```

```
R = 1;
```

```
[K] = lqr(A,B,Q,R)
```

```
sys = ss(A-B*K, B, C, D);
```

```
step(0.2*sys)
```

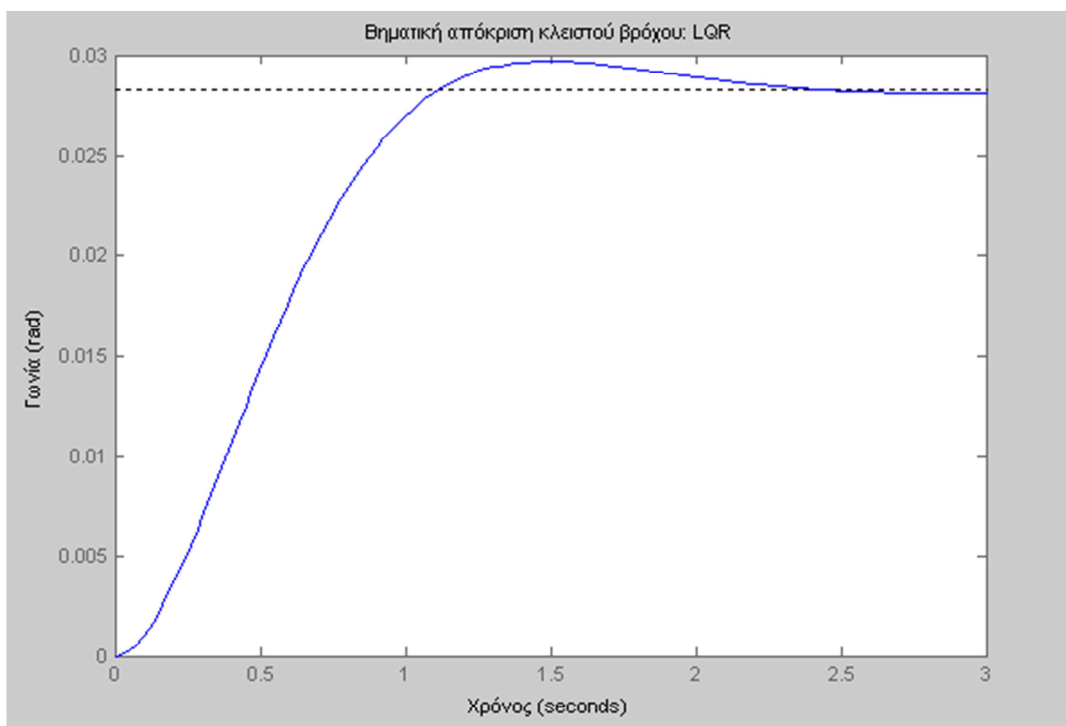
```
ylabel('Γωνία (rad)');
```

```
xlabel('Χρόνος');
```

```
title('Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου: LQR');
```

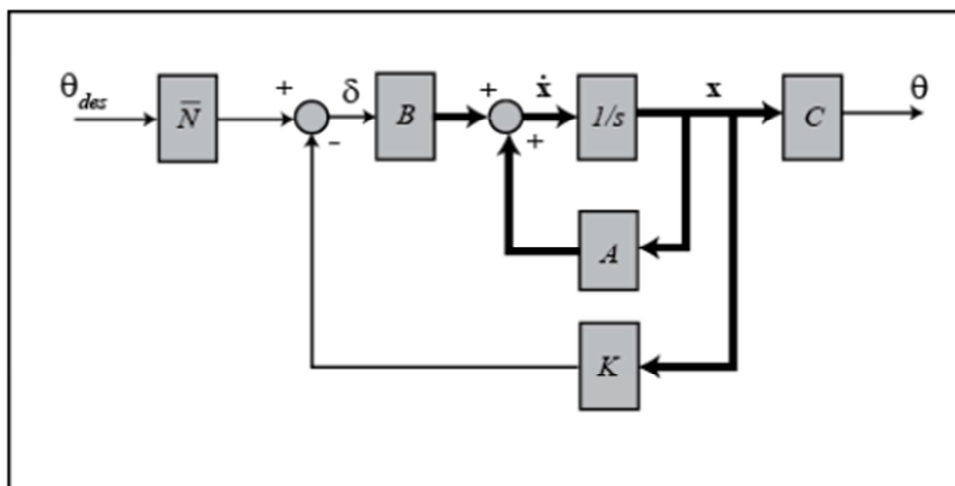
```
K =
```

```
-0.6435 169.6950 7.0711
```



Σχήμα 4.23: Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου για  $P=50$

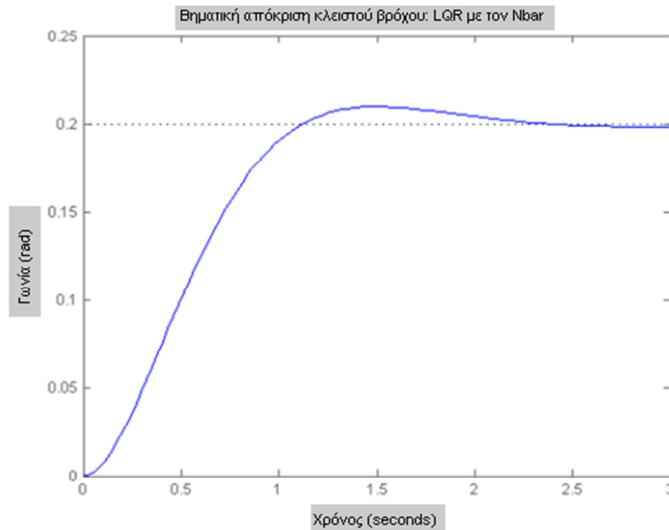
Ο χρόνος υπέρνωσης και αποκατάστασης είναι ικανοποιητικοί, αλλά το σφάλμα σταθερής κατάστασης είναι μεγάλο. Για τη διόρθωση του σφάλματος εισάγεται ένας προενισχυτής(NBAR).





Σχήμα 4.24: Blockδιάγραμμα ανατροφοδότησης NBAR

```
p = 50;  
Q = p*C'*C;  
R = 1;  
[K] = lqr(A,B,Q,R);  
Nbar = rscale(A,B,C,D,K);  
Nbar =  
    7.0711  
sys = ss(A-B*K,B*Nbar,C,D);  
step(0.2*sys)  
xlabel('Χρόνος');  
ylabel('Γωνία'(rad));  
title('Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου: LQR με τον Nbar');
```



Σχήμα 4.25: Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου LQR με τον NBAR

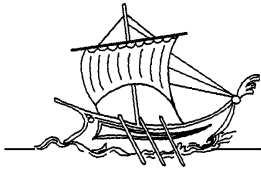
Το σφάλμα έχει εξαλειφθεί και οι συνθήκες ικανοποιούνται. Στη συνέχεια σχεδιάζεται ψηφιακός ελεγκτής, δημιουργώντας ένα μοντέλο δεδομένων δειγματοληψίας.

#### 4.5 Ψηφιακός Έλεγχος

Στο κεφάλαιο αυτό σχεδιάζεται ψηφιακός ελεγκτής, δημιουργώντας ένα μοντέλο δεδομένων δειγματοληψίας. Στο Matlab θα δημιουργηθεί ένα μοντέλο με τη χρήση μοντέλου συνεχούς χρόνου μέσω της εντολής C2D.

```
A = [-0.313    56.7    0;  
     -0.0139  -0.426    0;  
     0    56.7    0];
```





```
B = [0.232;
```

```
0.0203;
```

```
0];
```

```
C = [0 0 1];
```

```
D = [0];
```

```
sys_2 = ss(A,B,C,D);
```

```
Ts = 1/100;
```

```
sys_3 = c2d(sys_2,Ts, 'zoh')
```

```
sys_3 =
```

```
a =
```

	x1	x2	x3
x1	0.9968	0.5649	0
x2	-0.0001385	0.9957	0
x3	-3.931e-05	0.5658	1



b =

u1

x1 0.002374

x2 0.0002024

x3 5.744e-05

c =

x1 x2 x3

y1 0 0 1

d =

u1

y1 0

Οπότε:

$$\begin{bmatrix} a(k+1) \\ q(k+1) \\ \theta(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.9969 & 0.05649 & 0 \\ -0.0001 & 0.9957 & 0 \\ 0 & 0.5658 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a(k) \\ q(k) \\ \theta(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0024 \\ 0.0002 \\ 0.0001 \end{bmatrix} [\delta(k)]$$

$$y(k) = [0 \quad 0 \quad 1] \begin{bmatrix} a(k) \\ q(k) \\ \theta(k) \end{bmatrix} + [0] [\delta(k)]$$

Εξετάζεται εάν το σύστημα είναι ελέγξιμο.



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

$$C = [A|AB|A^2B|\dots|A^{n-1}B]$$

```
co = ctrb(sys_3);
```

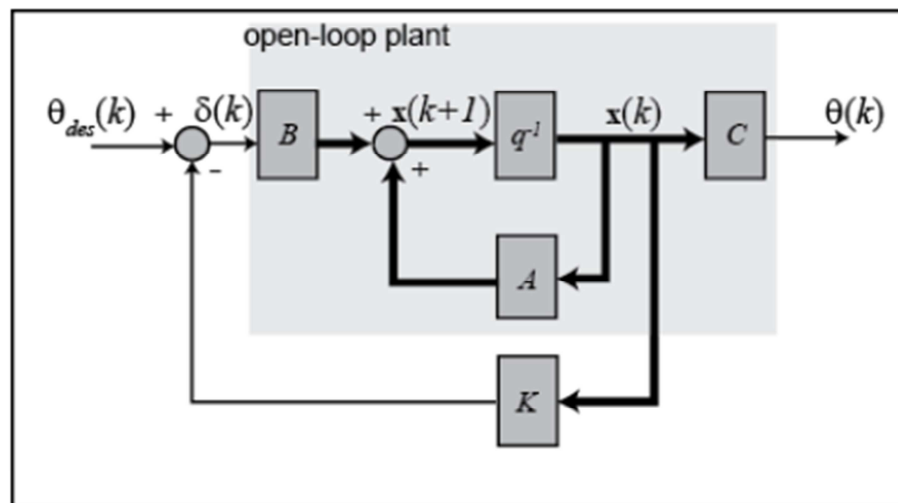
```
Controllability = rank(con)
```

```
Controllability =
```

3

Συνεπώς, το σύστημα είναι ελέγξιμο.

Το διάγραμμα ενός διακριτού συστήματος ελέγχου ανάδρασης φαίνεται παρακάτω .



Σχήμα 4.26: BlockΔιάγραμμα διακριτού συστήματος ελέγχου ανάδρασης

όπου

Kmatrix = κέρδος

$x = [\alpha, q, \theta]^T$  = διάνυσμα κατάστασης

$\theta_{des}$  = Είσοδος (R )



## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

---

$\delta = \theta_{des} - \text{είσοδος } Kx = \text{ελέγχου } (u)$

Αντικαθιστώντας την ανάδραση  $\delta(k) = \theta_{des}(k) - Kx(k)$  για  $\delta(k)$  οδηγεί στην ακόλουθη εξίσωση, όπου το σύνολο των μεταβλητών κατάστασης θεωρείται πως έχει μετρηθεί.

$$x(k+1) = (A - BK)x(k) + b\theta_{des}(k)$$
$$\theta(k) = Cx(k)$$

Στο κεφάλαιο των εξισώσεων κατάστασης χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος βέλτιστου γραμμικού ρυθμιστή για να βρεθεί η μήτρα ελέγχου LQR. Στο παρόν κεφάλαιο, θα χρησιμοποιηθεί η διακριτή έκδοση της ίδιας μεθόδου LQR. Για την εύρεση της μήτρας ελέγχου (K) στο Matlab χρησιμοποιείται η εντολή dlqr.

Για  $p=50$

```
A = sys_3.a;  
  
B = sys_3.b;  
  
C = sys_3.c;  
  
D = sys_3.d;  
  
p = 50;  
  
Q = p*C'*C  
  
R = 1;  
  
[K] = dlqr(A,B,Q,R)  
  
Q =
```



```
0      0      0

      0      0      0

      0      0      50

K =

-0.6436  168.3611   6.9555
```

Δημιουργείται η βηματική είσοδος:

```
time = 0:0.01:10;

th_des = 0.2*ones(size(time));

sys = ss(A-B*K,B,C,D,Ts);

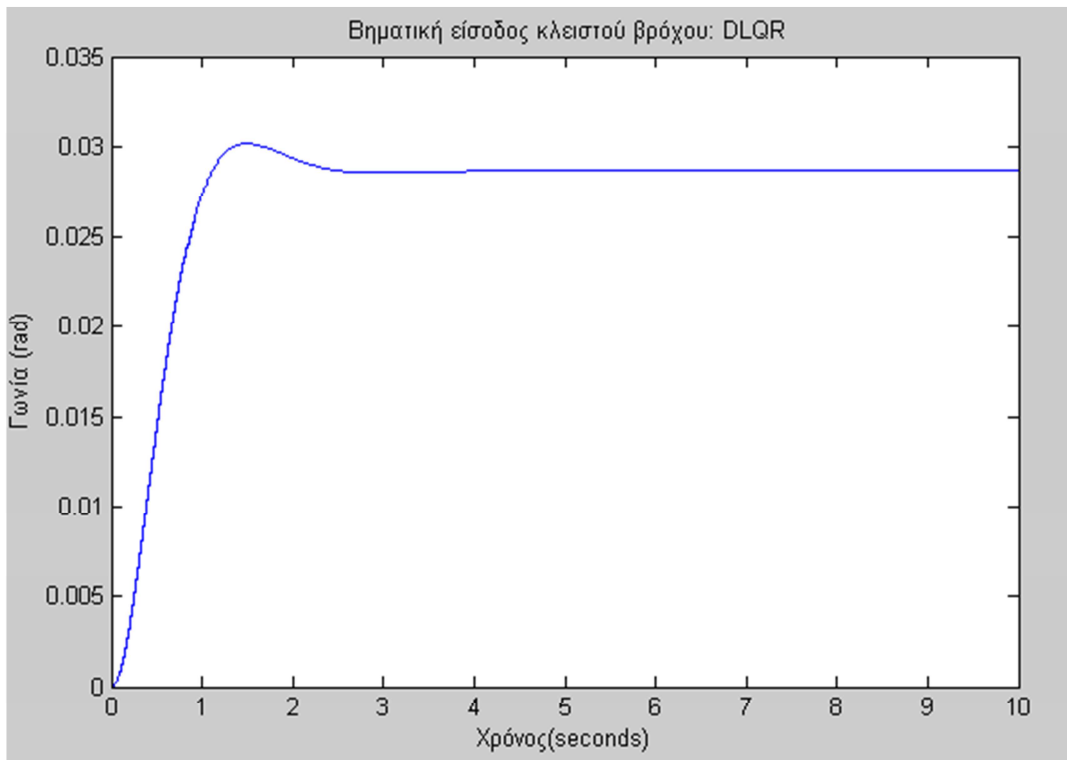
[y,t] = lsim(sys,th_des);

stairs(t,y)

xlabel('Χρόνος(seconds)');

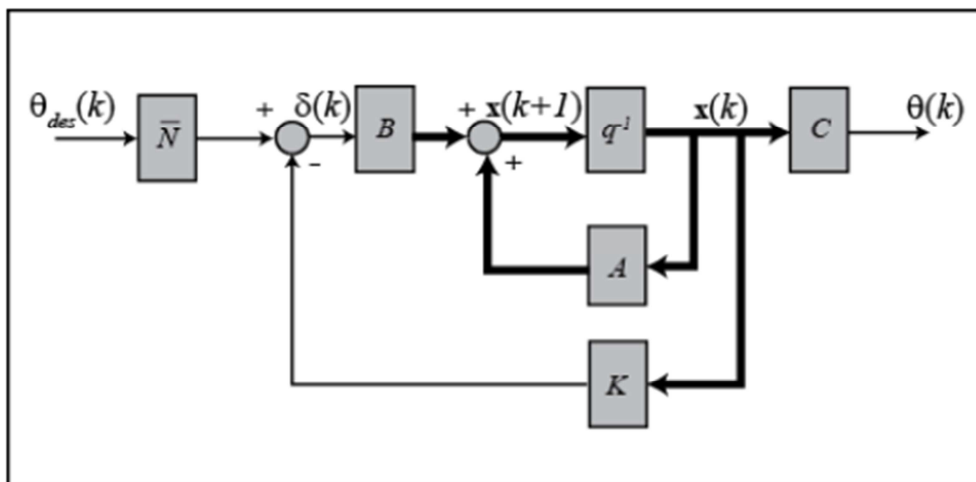
ylabel('Γωνία (rad)');

title('Βηματική είσοδος κλειστού βρόχου: DLQR');
```



Σχήμα 4.27: Βηματική απόκριση κλειστού βρόχουDLQR

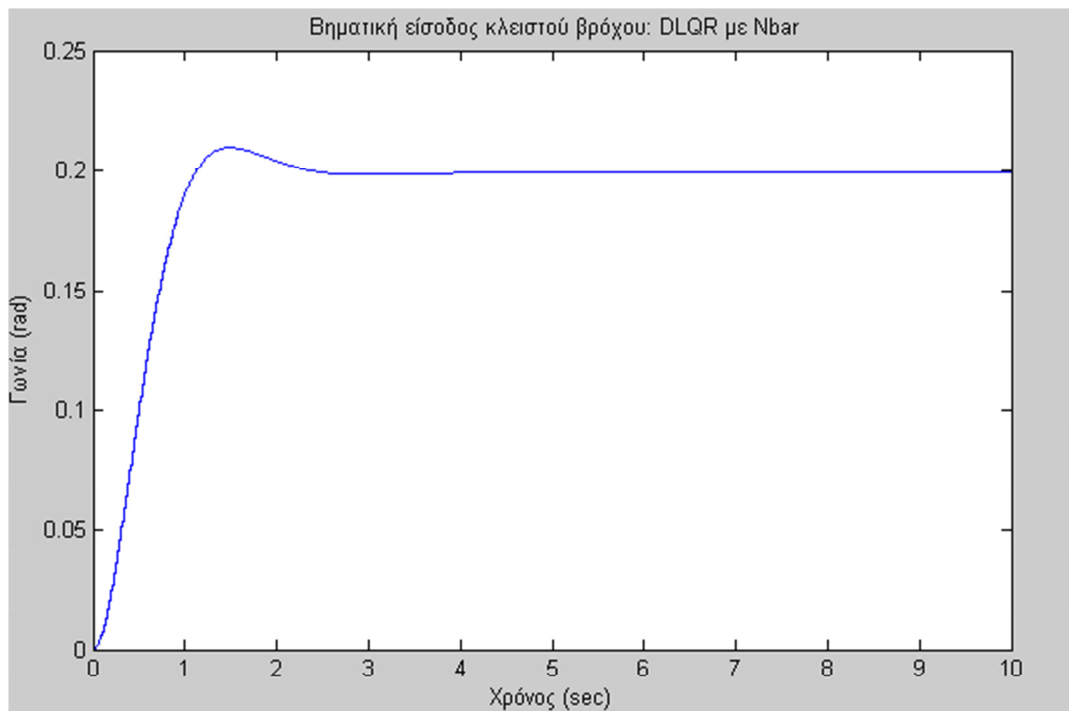
Εξετάζοντας την γραφική ο χρόνος υπερέψωσης, και αποκατάστασης είναι ικανοποιητικοί . Ωστόσο , υπάρχει μεγάλο σφάλμα σταθερής κατάστασης . Ένας τρόπος για να διορθωθεί αυτό είναι με την εισαγωγή ενός προενισχυτή (NBAR).





Σχήμα 4.28: Blockδιάγραμμα κλειστού βρόχου LQR με τον NBAR

```
Nbar = 6.95;  
  
sys = ss(A-B*K,B*Nbar,C,D,Ts);  
  
[y,t] = lsim(sys,th_des);  
  
stairs(t,y)  
  
xlabel('Χρόνος (sec)');  
  
ylabel('Γωνία (rad)');  
  
title('Βηματική είσοδος κλειστού βρόχου: DLQR με Nbar');
```



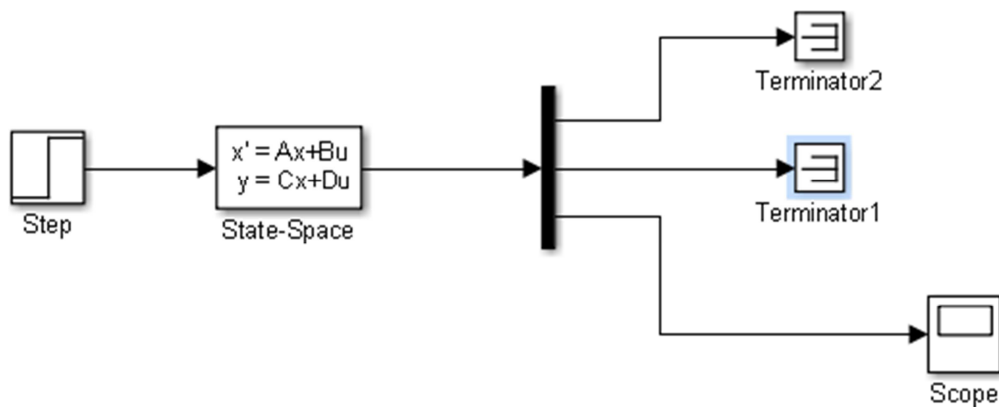


Σχήμα 4.29: Βηματική απόκριση κλειστού βρόχου LQR με τον NBAR

Από αυτό το διάγραμμα, παρατηρείται πως ο προενισχυτής Nbar εξαλείφει το σφάλμα σταθερής κατάστασης. Και όλες οι απαιτήσεις ικανοποιούνται.

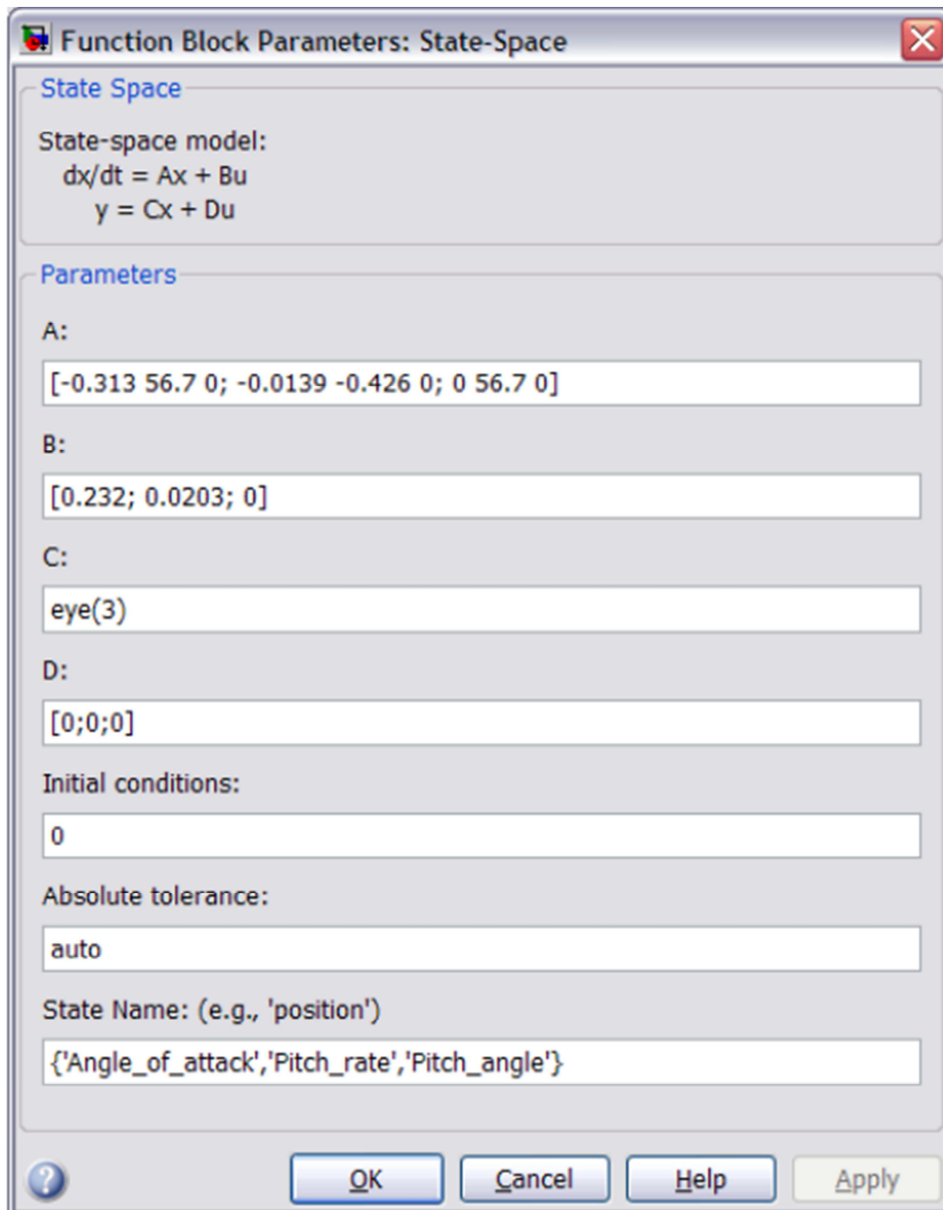
#### 4.6 Προσομοίωση

Για τη μοντελοποίηση του συστήματος χρησιμοποιούνται οι εξισώσεις κατάστασης.



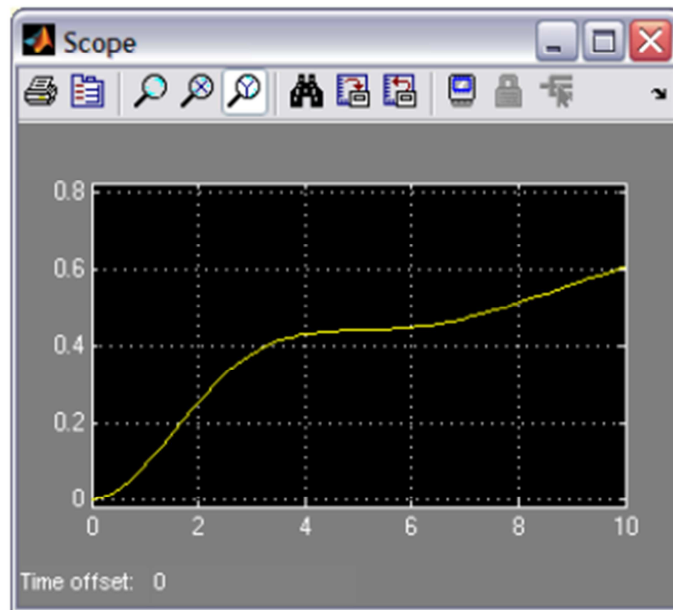
Σχήμα 4.30: Εξομοίωση στο Simulink των εξισώσεων κατάστασης





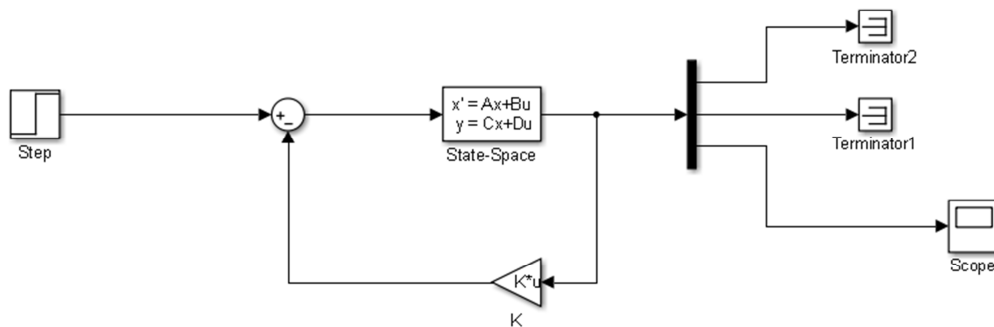
Σχήμα 4.30: Παράμετροι στο Simulink

Η μήτρα  $C$  έχει καταχωρηθεί ως μια μήτρα  $3 \times 3$ , όπως προκύπτει από τις εξισώσεις του χώρου κατάστασης.

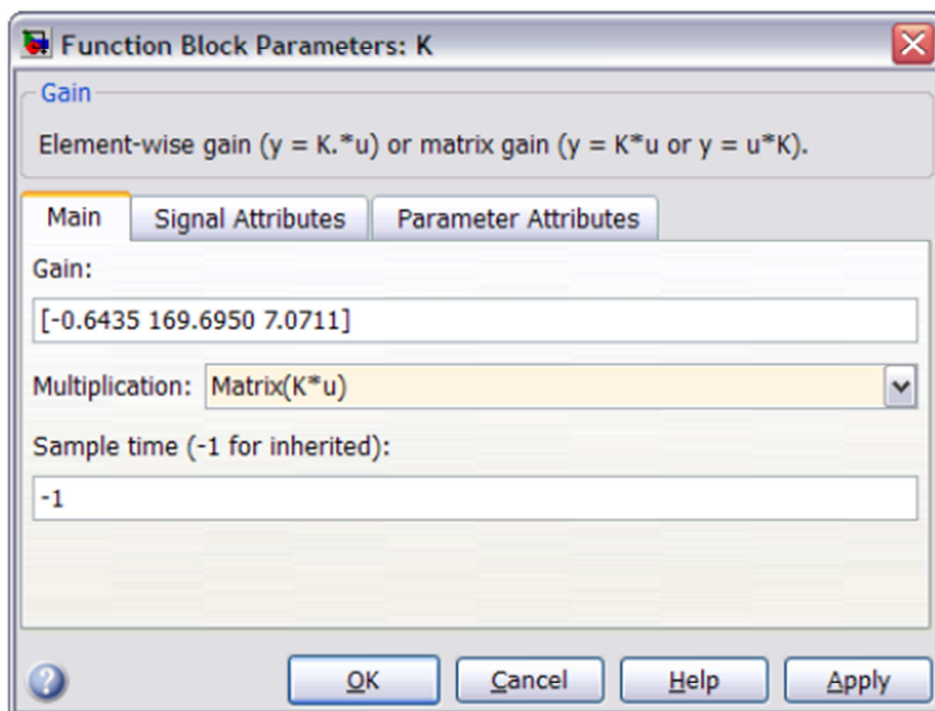


Σχήμα 4.31: Βηματική απόκριση ανοικτού βρόχου

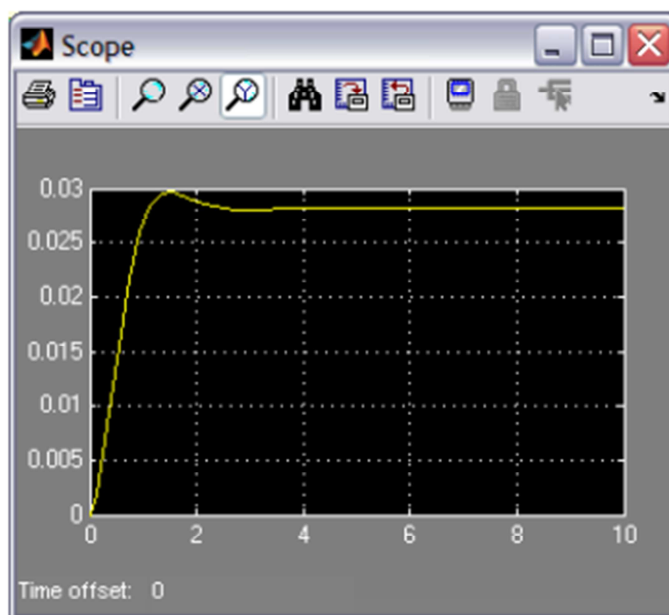
Η απόκριση είναι ασταθής. Για να προκύψει σταθερή απόκριση χρειάζεται ανατροφοδότηση του κέρδους ελέγχου  $K$ . Το κέρδος έχει υπολογιστεί με τον βέλτιστο γραμμικό ρυθμιστή και είναι  $K = [-0.6435 \quad 7.0711]$



Σχήμα 4.32: Εξομοίωση στο Simulink με ανατροφοδότηση



Σχήμα 4.33: Παράμετροι στο Simulink του κέρδους K



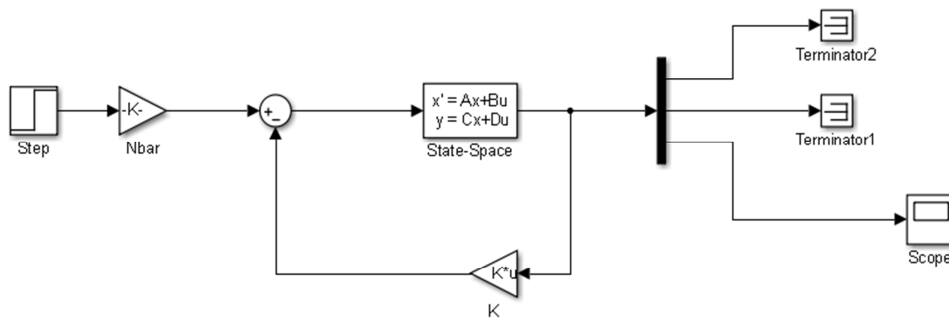


## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

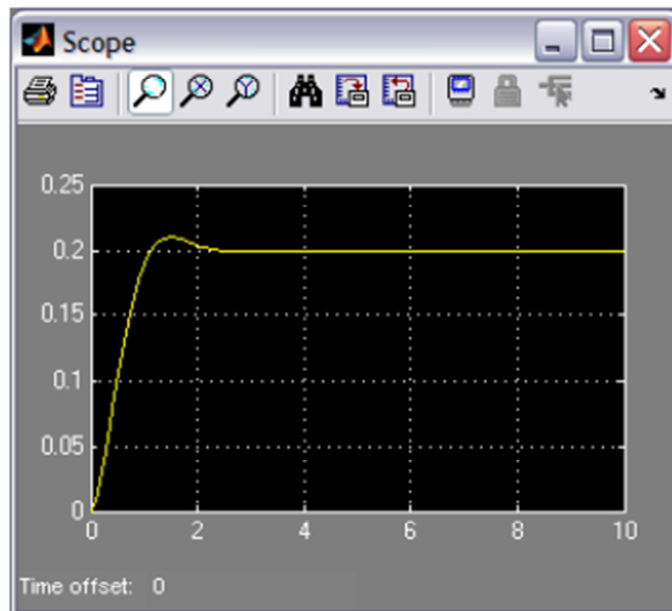
### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Σχήμα 4.34: Βηματική απόκριση με ανατροφοδότηση

Παρατηρείται πως ο χρόνος υπερένωσης και αποκατάστασης πληρούνται. Η απαίτηση όμως του σφάλματος να αποκαθιστάται εντός 2% δεν πληρείται. Στο προηγούμενο κεφάλαιο έγινε χρήση της σταθεράς του  $N_{Bar}=7.0711$ . Στη συγκεκριμένη περίπτωση θα χρησιμοποιηθεί  $Gain=7.0711$ .



Σχήμα 4.32: Εξομοίωση στο Simulink με χρήση Nbar

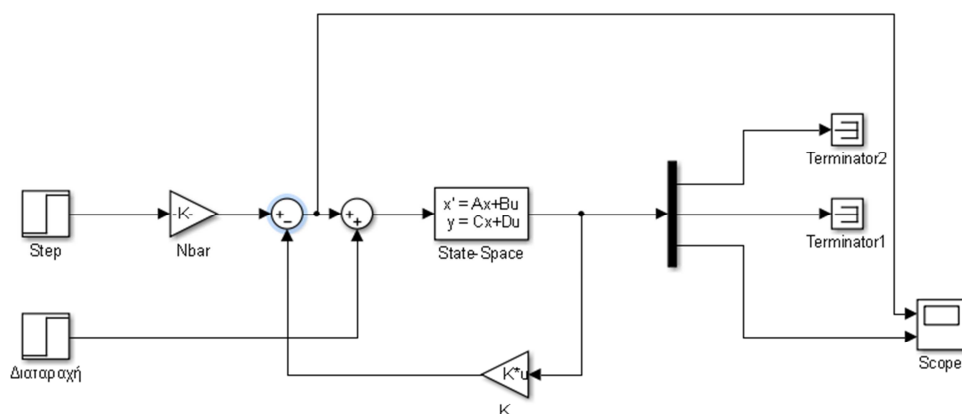


Σχήμα 4.33: Βηματική απόκριση με χρήση Nbar

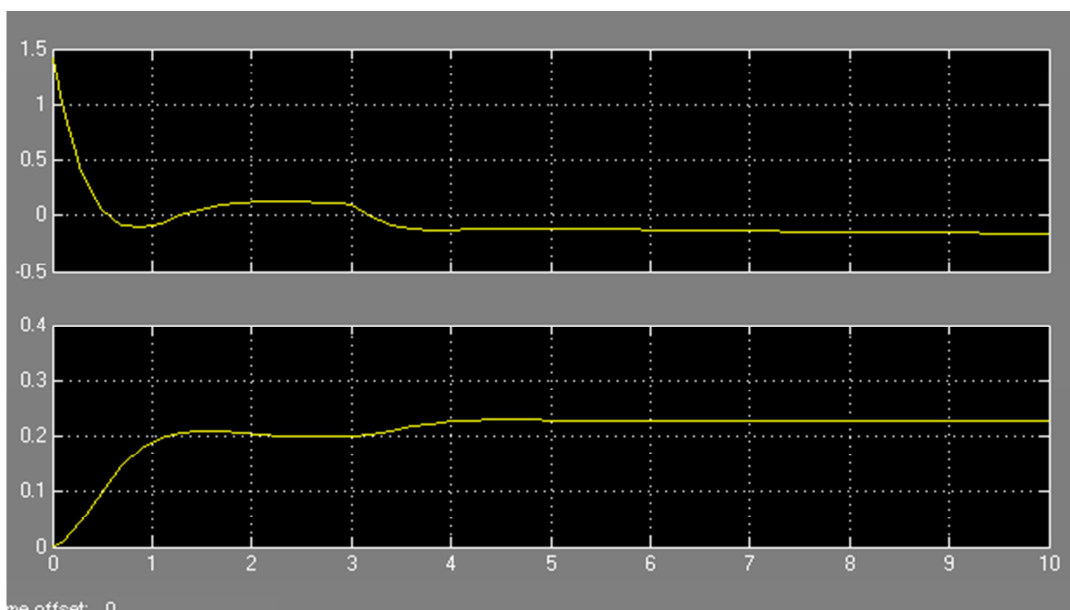


Παρατηρούμε πως τώρα το σφάλμα είναι 0.

Το μειονέκτημα της χρήσης ενός προενισχυτή είναι πως υπολογίζεται βάσει ενός μοντέλου του και βρίσκεται έξω από το βρόχο ανάδρασης. Συνεπώς η έξοδος του παραπάνω μοντέλου δεν είναι λάθος. Εάν όμως υπάρχουν σφάλματα, ή άγνωστη διαταραχή, τότε δε θα το διορθώσει και έτσι θα υπάρχει συνεχόμενο σφάλμα. Για να εξεταστεί αυτό, προστίθεται μια διαταραχή στο μοντέλο. Η διαταραχή θα παράγεται από τη βηματική με τελική τιμή στο “0.2” και ο χρόνος στο “3”.

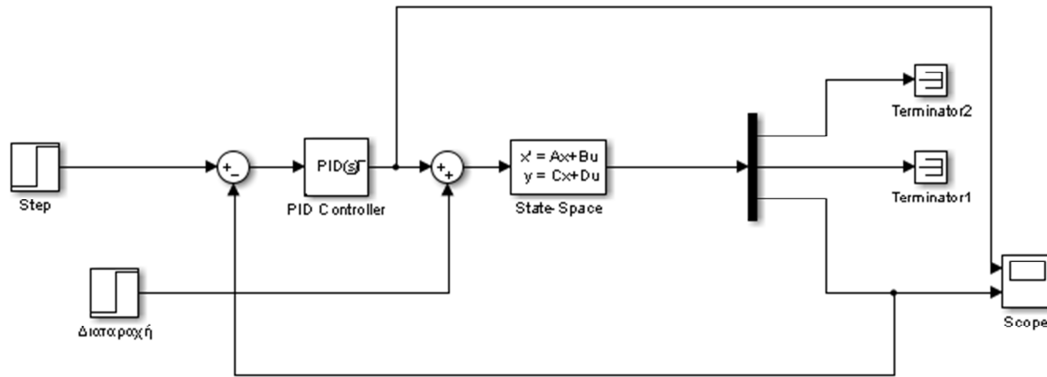


Σχήμα 4.34: Εξομοίωση στο Simulink με διαταραχή

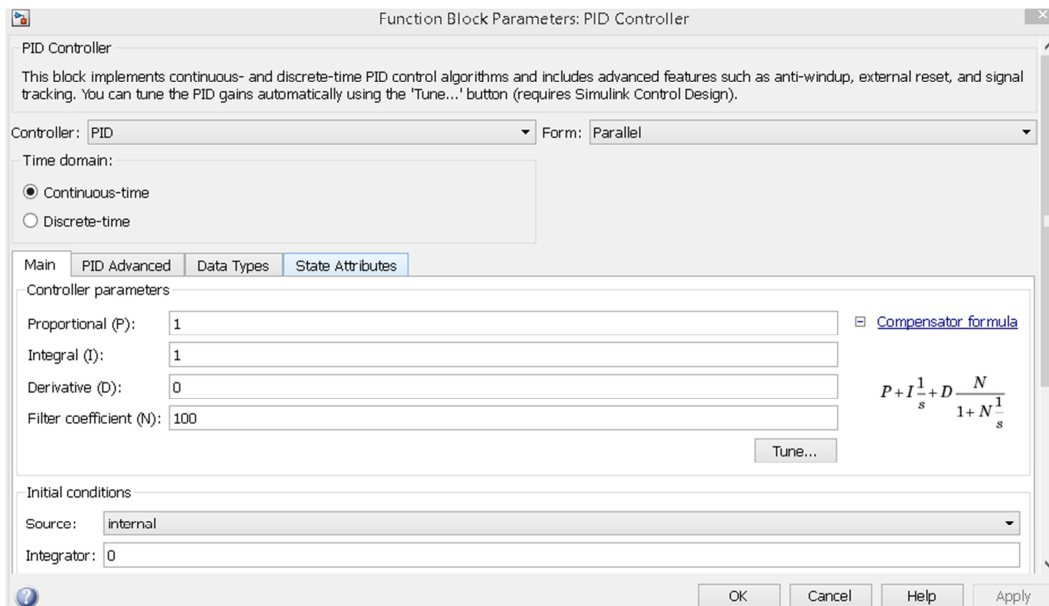


Σχήμα 4.35 Βηματικές αποκρίσεις με διαταραχή

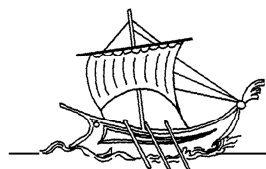
Από τις παραπάνω βηματικές αποκρίσεις παρατηρείται πώς διαταραχή στον χρόνο των 3 δευτερολέπτων οδηγεί το σύστημα μακριά από το επιθυμητό σταθερή κατάσταση και η παρουσία της σταθεράς προενίσχυσης δεν είναι σε θέση να διορθώσει την επίδραση της διαταραχής. Για την μείωση του σφάλματος που προκύπτει λόγω της διαταραχής, θα προστεθεί ένας ελεγκτής PID, που θα μετριάται μόνο η έξοδος  $\theta$ .



Σχήμα 4.36: Εξομοίωση στο Simulink με χρήση ελεγκτή PID



Σχήμα 4.37: Παράμετροι του ελεγκτή PID



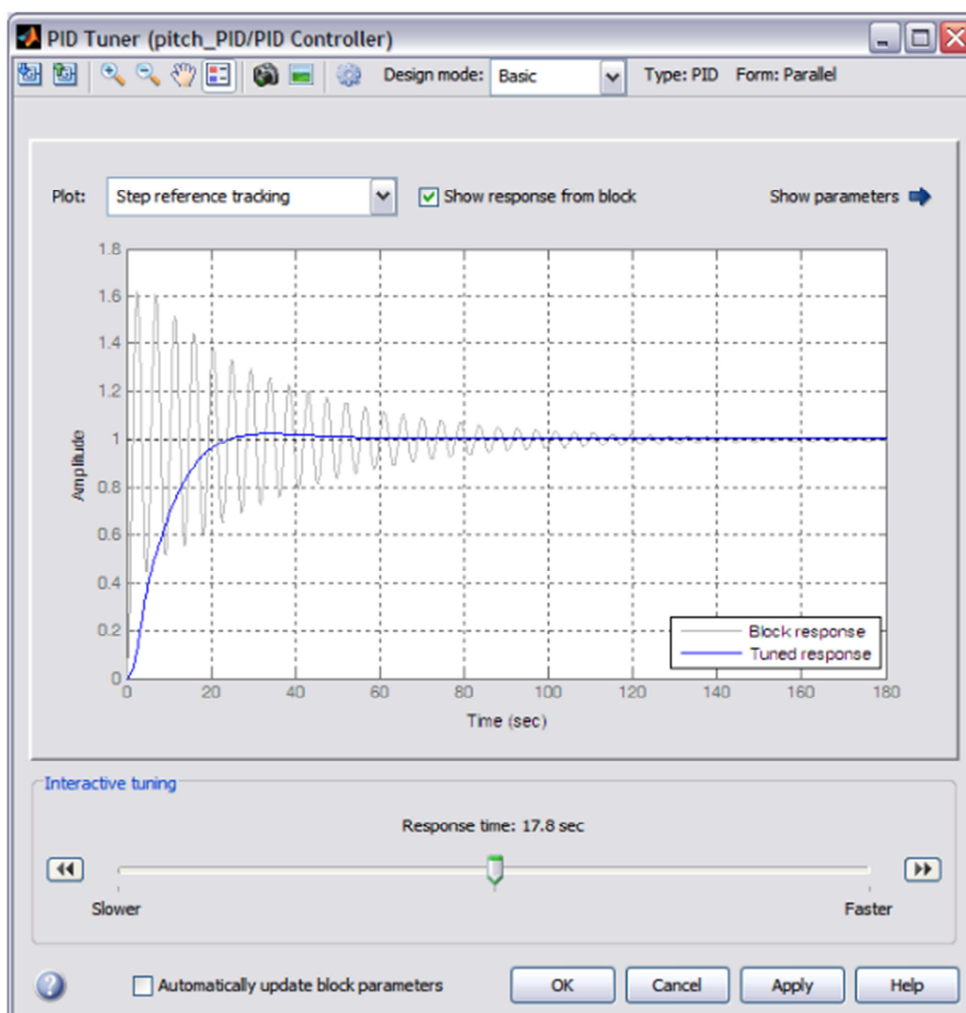
## Α.Ε.Ι ΠΕΙΡΑΙΑ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ

### ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

Οι παράμετροι που χρησιμοποιούνται αντιστοιχούν σε έναν ελεγκτή PID με χαμηλοπερατό φίλτρο για την παράγωγο. Η δομή του ελεγκτή φαίνεται στο παρακάτω σχήμα, όπου το Coefficient Φίλτρο (N) ορίζει το σταθερό χρόνο, ο οποίος είναι ίσος με  $1/N$  του χαμηλοπερατού φίλτρου.

$$C(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \frac{N}{s + N}$$

Μέσω της αυτόματης λειτουργίας ρύθμισης βρίσκονται τα κέρδη του ελεγκτή.

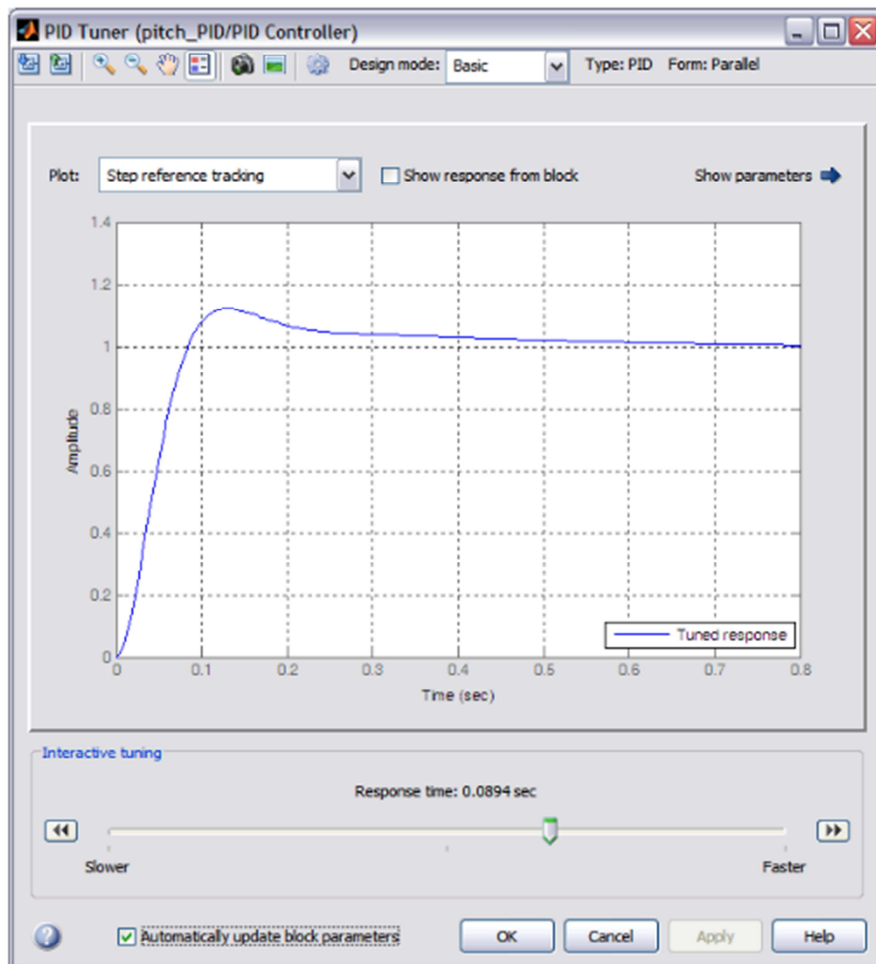




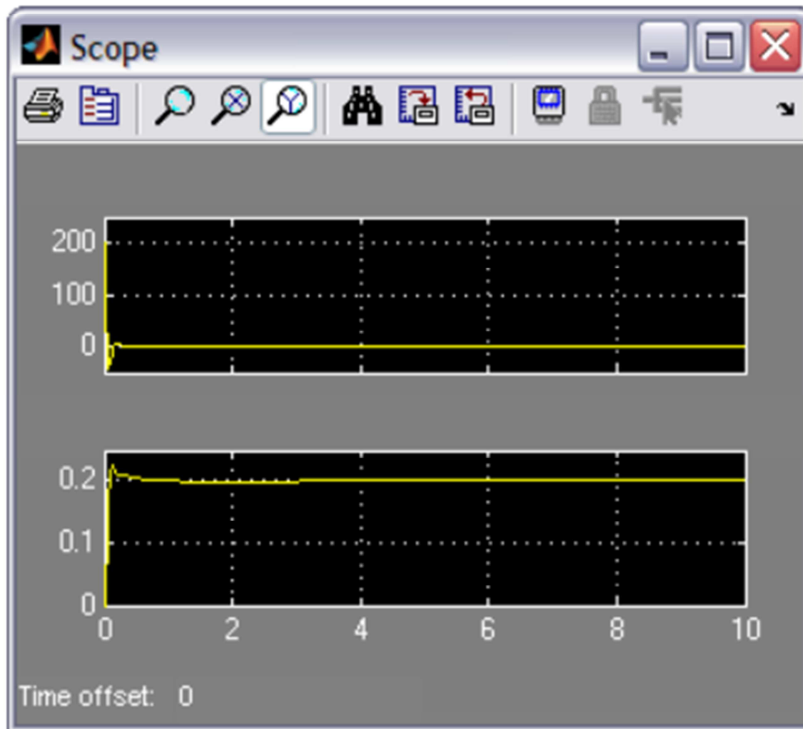


Σχήμα 4.38: Απόκριση συστήματος με προτεινόμενους συντονισμούς

Αρχικά η απόκριση του συστήματος με τον ελεγκτή εμφανίζεται με γκρι και η απόκριση του συστήματος με τις προτεινόμενες συντονισμένες παραμέτρους παρουσιάζονται με μπλε χρώμα. Φτιάχνοντας το συγκεκριμένο εργαλείο και κάνοντας την απόκριση πιο γρήγορη προκύπτει μια πιο ξεκάθαρη γραφική.

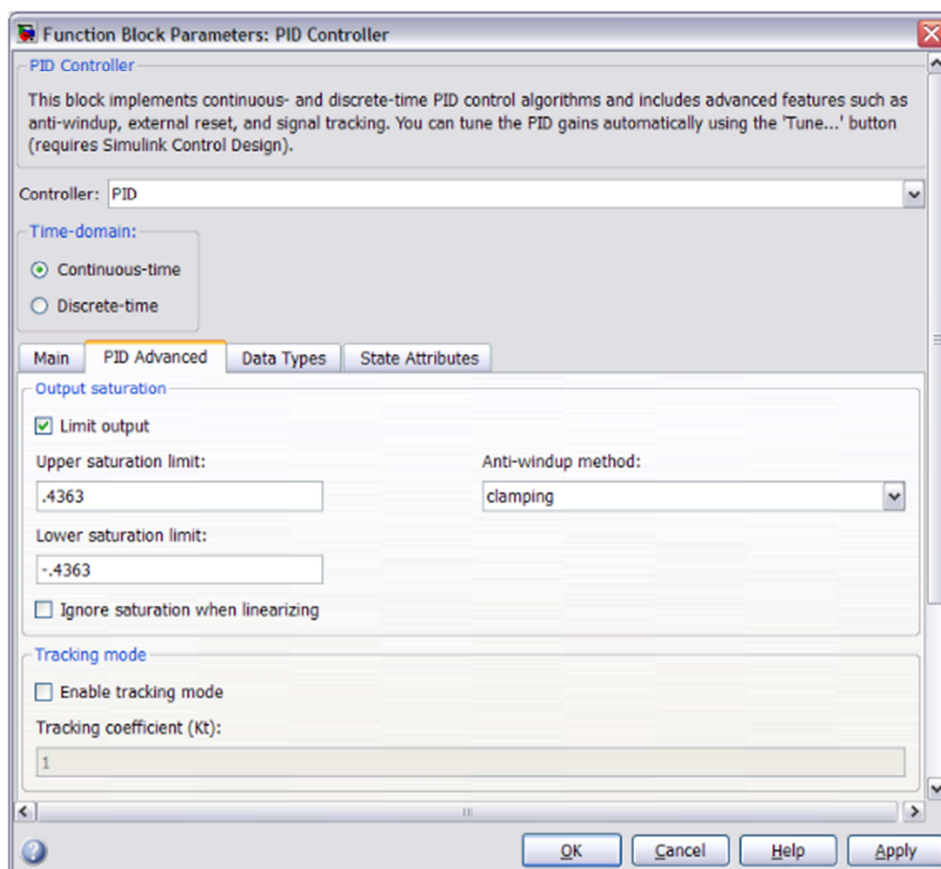


Σχήμα 4.39: Επιθυμητή απόκριση συστήματος με προτεινόμενους συντονισμούς



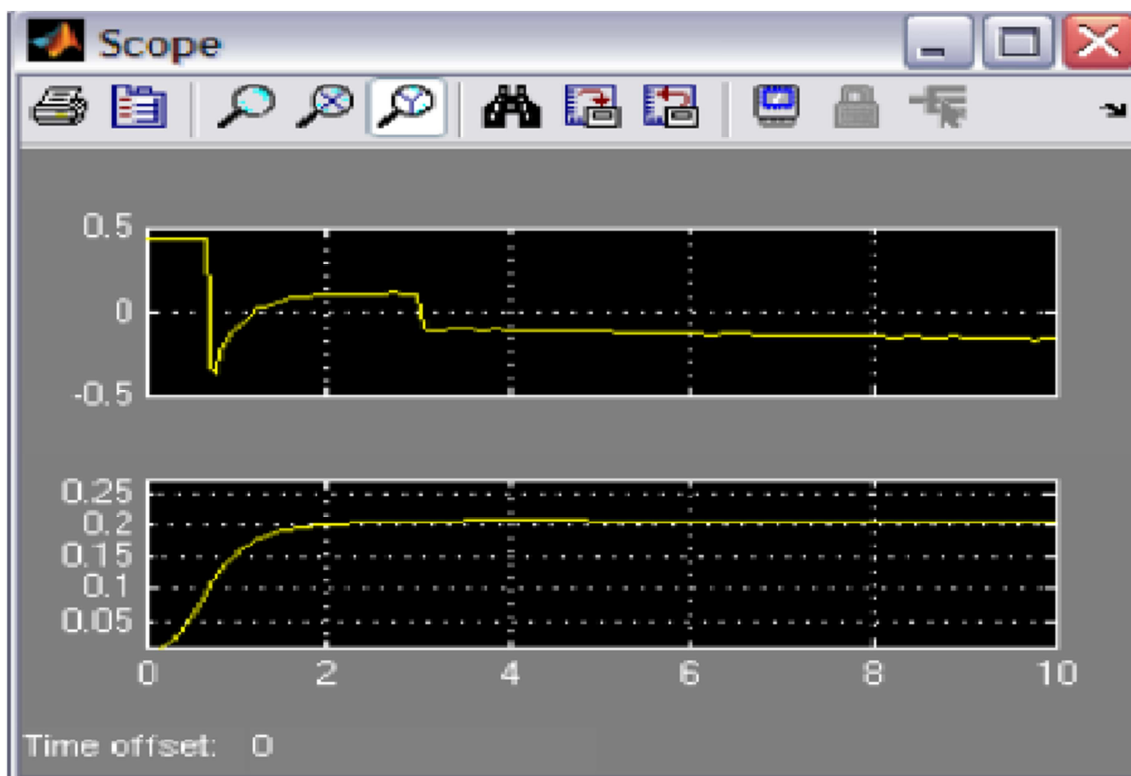
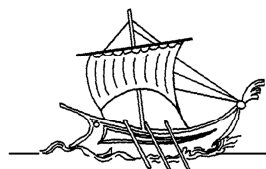
Σχήμα 4.40: Απόκριση συστήματος με προτεινόμενους συντονισμούς

Από τις παραπάνω γραφικές προκύπτει πως η διαταραχή διορθώνεται στην σταθερή κατάσταση, επειδή ο ελεγκτής PID που χρησιμοποιείται περιλαμβάνει αναπόσπαστο όρο. Επιπλέον, η προσπάθεια ελέγχου που απαιτείται από αυτόν τον ελεγκτή είναι πολύ μεγαλύτερη από αυτή που απαιτείται από τον ελεγκτή ανάδρασης. Στην πράξη, είναι πιθανό ότι η γωνία  $\delta$  του αεροσκάφους θα πρέπει να περιορίζεται σε  $-25$  βαθμούς ( $-0.4363$  rad) με  $25$  βαθμούς ( $0.4363$  rad). Για να διασφαλιστεί ότι δεν θα υπερβεί αυτό το όριο τίθεται ο κόρος του ελεγκτή.



Σχήμα 4.41: Οριοθέτηση παραμέτρωνPID

Με δεδομένο πως ο ολοκληρωτής του ελεγκτή PIDενσωματώνει το σφάλμα ακόμη και όταν η προσπάθεια ελέγχου φτάσει στον κόρο, καθιστά το σύστημα υποτονικό. Για τη διόρθωση του προβλήματος θα γίνει χρήση ενός ολοκληρωτή Anti-windup. Τα αποτελέσματα δείχνουν να πληρούν της απαιτήσεις του σχεδιασμού. Και η προσπάθεια ελέγχου βρίσκεται εντός των ορίων  $-0,4363 - 0,4363$  με αποτέλεσμα τη μείωση της υπερύψωσης του συστήματος.



Σχήμα 4.42: Απόκριση συστήματος



## ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] [http://aviation-computers.blogspot.gr/2010/09/blog-post\\_27.html](http://aviation-computers.blogspot.gr/2010/09/blog-post_27.html), προσπέλαση 15/3/2016
- [2] <https://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot>, προσπέλαση 10/3/2016
- [3] Said D. Jenie and Agus Budiyo, “Automatic Flight Control Systems Classica”, Bandung Institute of Technology, Indonesia, January 2006.
- [4] <http://www.slideshare.net/EhabAlhamayel/modern-42902007>, προσπέλαση 27/3/2016
- [5] <http://www.mathworks.com/help/control/examples/tuning-of-gain-scheduled-three-loop-autopilot.html>, προσπέλαση 20/3/2016
- [6] <http://www.mathworks.com/help/sldo/examples/tuning-of-airframe-autopilot-gains.html>, προσπέλαση 20/3/2016